

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО
ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ «САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

Проектирование силовых конструкций ракет-носителей с применением метода конечных элементов

Электронное методическое пособие

С А М А Р А

2012

Составители: Пересыпкин Владимир Павлович,
Пересыпкин Константин Владимирович,
Иванова Екатерина Алексеевна

Пересыпкин, К. В. Проектирование силовых конструкций ракет-носителей с применением метода конечных элементов [Электронный ресурс] : электрон. метод. пособие / К. В. Пересыпкин, В. П. Пересыпкин, Е. А. Иванова; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (3.19 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В работе представлено методологическое обеспечение эффективного использования конечно-элементного программного продукта инженерного анализа и оптимизации конструкций Nastran для сопровождения автоматизированного проектирования конструкций ракетно-космической техники с заданными жесткостными характеристиками.

На примере реального проектирования конструкции крепления двигателя ракеты-носителя к коническому днищу топливного бака с заданными жесткостными характеристиками показано применение технологии автоматизированного конечно-элементного проектирования конструкций РКТ с использованием численной оптимизации.

Рекомендовано для магистрантов, обучающихся по направлению 160400.68 «Ракетные комплексы и космонавтика» магистерская программа 160400.1.68Ц-П-2г00м «Проектирование и конструирование космических мониторинговых и транспортных систем». Дисциплина "Компьютерный инженерный анализ"; курс: 5, семестр: 9-10.

Факультет: летательных аппаратов; кафедра: летательных аппаратов.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1 Проектирование конструкции ракеты-носителя с ограничениями по жесткости и прочности с помощью конечно-элементной системы MD.Nastran ..	9
1.1 Моделирование, расчет и оптимизация конструкции крепления двигателя ракеты – носителя к коническому днищу топливного бака	9
1.1.1 Конструкция конического днища топливного бака РН с креплением ДУ.....	9
1.1.2 Проектирование силовой схемы конструкции конического днища и пилона ДУ.....	14
1.2 Сравнение различных силовых схем конструкции крепления двигателя к коническому днищу топливного бака на основе численной оптимизации.....	24
1.3 Детальное (рабочее) проектирование и поверочные расчеты конструкции крепления двигателя к коническому днищу топливного бака.....	38
2 Методические рекомендации по моделированию типовых конструкций ракетно-космической техники в среде программного продукта MD.Nastran.....	47
2.1 Каркасированные оболочки.....	49
2.2 Вафельные оболочки.....	52
2.2.1 Моделирование вафельных оболочек	53
2.3 Трехслойные оболочки	56
2.3.1 Моделирование трехслойных оболочек	56
2.4 Ферменные и рамные конструкции	59
2.4.1 Моделирование ферменных конструкций.....	61
2.4.2 Моделирование рамных конструкций	62
2.5 Конструкции топливных баков.....	64
2.6 Стрингерные отсеки	67
2.6.1 Моделирование стрингерных отсеков.....	67
2.7 Решетчатые конструкции.....	72
2.7.1 Метод моделирования балочными элементами.....	74
2.7.2 Метод моделирования элементами многослойной оболочки	74
2.8 Разъемные соединения.....	74
3 Технологии автоматизированного представления результатов моделирования и расчетов.....	77
Список использованных источников	95

ВВЕДЕНИЕ

До недавнего времени традиционная практика проектирования конструкций предполагала следующую последовательность действий. Вначале разрабатывалась конструкторская документация. Сечения силовых элементов подбирались с помощью упрощенных, так называемых «конструкторских» расчетов. По завершению разработки конструкторской документации выполнялись более точные «проверочные» расчеты. Их выполняли профессиональные «прочнисты», используя численные и аналитические методы строительной механики. Точность этих методов была относительной, так как расчетные модели были, как правило, схематичны и не учитывали многих особенностей конструкции или учитывали их приближенно. Были очень ограничены возможности решения нелинейных и не статических задач. Расчеты выполнялись либо вручную, либо с помощью простых программ для первых маломощных вычислительных машин. Естественно, эти расчеты не вызывали большого доверия и основным средством проверки качества конструкции являлись испытания. Фактически сложилось правило, по которому расчеты нужны были для того, чтобы разработать программу испытаний. Особое внимание на испытаниях обращалось на места, где при прочностных расчетах получались высокие напряжения или где результаты расчетов вызывали наибольшие сомнения. Вот почему спешили с разработкой конструкторской документации (по-современному CAD-разработка) – чтобы быстрее изготовить опытные образцы изделия для испытаний. А расчеты (CAE-разработка), как сказано выше, были нужны позже, для подготовки испытаний. Если на испытаниях конструкции выявлялся недостаток прочности или жесткости или других требований, испытания останавливались, конструкция ремонтировалась, вносились изменения в документацию и испытания возобновлялись. При высоких требованиях к качеству изделия испытания использовались как продолжение проектирования, для доводки конструкции до нужной кондиции.

Из основных недостатков такой последовательности проектирования конструкций следует отметить следующие.

1. Значительное время, требующееся на изготовление одного или нескольких экземпляров конструкции специально для испытаний; разработка, изготовление и монтаж специального оборудования на специально оборудованных производственных площадях; продолжительность самих испытаний, сопровождающихся многочисленными остановками из-за отказов и ремонтов.

2. Высокая стоимость испытаний, включающая стоимость изделий, стоимость производства и эксплуатации оборудования, стоимость производственных площадей и содержания значительного штата специалистов, обслуживающих испытания.
3. Сложность определения причин отказов конструкции на испытаниях и способов ее ремонта.
4. Сложность выявления избытков массы конструкции.
5. Большое количество работ по доработке и изменению конструкторской документации из-за устранения недостатков, выявленных на испытаниях.

В рамках технологии проектирования конструкций на основе метода конечных элементов [1,2] проектировщик начинает свою работу с разработки конечно-элементной модели конструкции, в которую он закладывает необходимые, по его мнению, силовые элементы, чтобы конструкция соответствовала своему назначению. Приложив силы, которые будут действовать на будущую конструкцию, он получит деформации конструкции, силы и напряжения, действующие во всех силовых деталях. Анализируя эти данные, он может менять конструкционные материалы, силовую схему, размеры и форму деталей, чтобы добиться улучшения конструкции, проверяя внесенные изменения расчетами. Таким образом, проектировщик дорабатывает и улучшает КЭ-модель, рассчитывая все воздействия на конструкцию, проверяя все требования, предъявляемые к конструкции, и в результате получает КЭ-модель конструкции, удовлетворяющей этим требованиям. В реальности этой конструкции еще нет. Ее нужно разработать так, чтобы она соответствовала своей КЭ-модели. Такой порядок проектирования возник и развивается в связи с появлением и развитием систем, реализующих метод конечных элементов. Он получил название «от модели к конструкции» или «Virtual Product Development», что можно перевести как *виртуальное исследование изделия* или *виртуальное проектирование* (VPD – технология).

Использование виртуального проектирования позволяет решать задачи выбора проектных вариантов силовых схем перспективных средств ракетно-космической техники, повысить качество проекта, уменьшить сроки проектирования и количество ошибок, значительно снизить расходы на весь цикл проектировочных работ от эскиза до запуска изделия в производство.

Важной особенностью проектирования на КЭ-моделях является возможность увидеть на экране монитора в наглядном виде, в интерактивном режиме, во всех ракурсах, в целом и по частям, в реальных пропорциях будущую конструкцию ее деформации при действии нагрузок, что помогает составить о ней правильное представление и мобилизует интуицию для ее совершенствования. Возможность вывести на экран (визуализировать) сечения элементов, крепления, нагрузки позволяет эффективно контролировать исходные данные.

Отображение непосредственно на КЭ-модели в наглядном масштабе деформаций нагруженной конструкции, при свободных колебаниях, в переходных динамических процессах в виде линий равных уровней, графиков; отображение внутренних усилий, напряжений в виде эпюр, линий равных уровней, графиков, позволяют оперативно и наглядно получать детальную информацию о силовой работе конструкции, выявлять недостатки, предлагать изменения. Создается впечатление работы с реальной конструкцией, хотя ее еще не существует.

Ведущей системой конечно-элементного анализа в мире, а для аэрокосмических предприятий мировым стандартом сертификации, в настоящее время является программный продукт фирмы MSC.Software Corporation - MSC.Nastran [3].

Наряду с расчетом конструкций MSC.Nastran может использоваться и для оптимизации проектов конструкций. Оптимизацию можно проводить для задач статики, устойчивости, установившихся и неуставившихся динамических переходных процессов, собственных частот и форм колебаний, акустики и аэроупругости.

Типичный процесс проектирования конструкций РКТ с применением конечно-элементных технологий характеризуется следующими положениями.

1. На ранних этапах проектирования конструкции еще до выпуска рабочих чертежей на основе данных эскизного проекта разрабатывается проектировочная КЭ-модель (для прочностных и динамических расчетов) конструкции в целом. Модель должна обеспечивать передачу сил в конструкции максимально без ограничений. Начальное распределение материала в модели назначается чаще всего экспертно по прототипам.
2. На проектировочной КЭ-модели на предварительные нагрузки выполняются все необходимые расчеты, позволяющие судить о силовом взаимодействии основных частей конструкции, об уровнях деформаций, напряжений, частотах собственных колебаний, динамической реакции и других, важных для функционирования проектируемой конструкции параметров. Примерный перечень таких расчетов приведен на рисунке 1.2. Это в первую очередь:
 - Определение напряжений и деформаций для оценки прочности: в линейной постановке; с учетом больших перемещений; с учетом пластичности;
 - Решение динамических задач: собственные колебания; вынужденные колебания; динамические переходные процессы.
3. Проектируемая конструкция должна удовлетворять ряду требований. Она не должна разрушаться при действии эксплуатационных, транспортных и др. нагрузок, должна обладать определенной жесткостью и динамическими характеристиками и иметь минимальную массу. На основе выполненных расчетов или специальных исследований

принимаются решения по выбору силовой схемы конструкции, удовлетворяющей проектным требованиям.

4. КЭ-модель дорабатывается так, чтобы соответствовать выбранной силовой схеме и распределению материала, обеспечивающего выполнение требований прочности, жесткости, технологичности, весовым лимитам и др. Теперь возможен обоснованный прогноз массы конструкции, ее жесткостных и инерционных характеристик. Эти данные могут использоваться при уточнении нагрузок.
5. На доработанной КЭ-модели выполняются поверочные расчеты на полный спектр уточненных нагрузок.
6. На основе полученных из расчетов данных о распределении сил, значений толщины и площади поперечных сечений основных силовых элементов производится детальная конструкторская проработка. Это очень важный этап, в результате которого должны быть проработаны многочисленные детали, обеспечивающие такую же передачу сил, как в КЭ-модели, и без местных концентраций напряжений.
7. Выпуск конструкторской документации (КД).

Ключевым этапом, который в большой степени определяет качество будущей конструкции, является этап выбора силовой схемы конструкции.

Этап заключается в поиске оптимальных путей передачи усилий в конструкции, выборе силовых элементов, нужных для этого (структурная оптимизация), и в определении толщин и площадей поперечных сечений силовых элементов, обеспечивающих выполнение проектных требований (параметрическая оптимизация).

Конструктивно-компоновочная схема конструкции, являющаяся исходной информацией для разработки силовой схемы, содержит форму, габариты конструкции, компоновку основных агрегатов и оборудования и силовых элементов. Из конструктивно-компоновочной схемы известен набор основных силовых элементов, их положение и как они могут быть связаны друг с другом. При определении формы изделия и компоновки разработчик должен был в общих чертах представить себе будущую силовую схему конструкции изделия. Таким образом, конструктивно-компоновочная схема уже содержит план силовой схемы и ограничения на нее по весу и по компоновке. В этих рамках и должны рассматриваться варианты силовой схемы. Эти варианты обычно сравниваются друг с другом на основе статистических данных и параметрических исследований. При использовании КЭ-технологий в процессе проектирования варианты силовой схемы сравниваются на основе результатов их конечно-элементного моделирования и расчетов. Эти результаты позволяют проектировщику увидеть, как на самом деле будет работать тот или иной вариант силовой схемы.

В ракетно-космической технике при оптимизации конструкции, как правило, выполняется минимизация массы конструкции при ограничениях на напряжения, жесткость, ограничения на параметры силовых элементов связанных с технологией изготовления и др. Часто стоит задача в пределах массовых лимитов увеличить жесткость конструкции. Тогда минимизация перемещения какой-то точки конструкции становится критерием оптимизации, лимит на массу конструкции становится ограничением. Критерием оптимизации в этом случае может также служить максимизация первой собственной частоты.

После выбора варианта силовой схемы известны основные силовые элементы, нагрузки на них при основных случаях нагружения, теоретическая масса силовых элементов и иногда жесткости силовых элементов. Эта информация позволяет выдавать конструкторам задания на разработку силовых элементов. Также эти данные позволяют осуществлять контроль над конструкторами со стороны проектного отдела на предмет соответствия силовой схеме.

Для целей структурной оптимизации (поиск лучшей силовой схемы конструкции) и целей параметрической оптимизации (поиск лучшего распределения материала в заданной силовой схеме конструкции) можно использовать специальные алгоритмы - оптимизаторы конечно-элементных систем.

В данном пособии в качестве учебного примера проектирования конструкции РКТ с ограничениями по жесткости и прочности приведен процесс решения задачи моделирования, расчетов и оптимизации конструкции крепления двигателя РН к коническому днищу топливного бака. На основе численной оптимизации выявлены возможности различных силовых схем конструкции крепления двигателя по снижению массы конструкции при выполнении ограничений по жесткости и прочности этой конструкции.

В пособии приведены также методические рекомендации по моделированию типовых конструкций РКТ, по автоматизированному представлению результатов моделирования и расчетов в среде программного продукта MD.Nastran.

Созданные материалы позволяют ознакомиться с современными методами проектирования с использованием CAE-систем и показывают как выглядит такое проектирование на практике. Материалы по теме могут быть полезны как при обучении студентов, так и при повышении квалификации проектировщиков, специализирующихся на разработке силовых конструкций ракет-носителей.

1 Проектирование конструкции ракеты-носителя с ограничениями по жесткости и прочности с помощью конечно-элементной системы MD.Nastran

Понимание материалов данного раздела будет полнее, если предварительно ознакомиться с учебными пособиями [8, 9], в которых рассмотрены принципы и приемы конечно-элементного моделирования и расчетов конструкций в среде программного продукта MSC.Nastran на примерах упрощенных задач по анализу, проектированию и оптимизации конструкций ракетно-космической техники.

1.1 Моделирование, расчет и оптимизация конструкции крепления двигателя ракеты – носителя к коническому днищу топливного бака

В данном разделе на основе конечно-элементного моделирования исследуется возможность увеличения поперечной жесткости крепления двигательной установки (ДУ) с помощью конического пилона к коническому днищу топливного бака первой ступени РН.

Установка двигателя на днище бака обладает существенным достоинством. На днище действует топливо с силой, пропорциональной суммарному действию давления наддува и давления столба топлива. Эта сила противодействует тяге двигателя, частично, полностью или с избытком уравнивает тягу двигателя. При установке двигателя на днище это уравнивание производится кратчайшим путем без участия других силовых элементов конструкции, что эффективно и может сэкономить массу силовой конструкции.

Такие силовые схемы используются в конструкциях некоторых РН.

Проектируемая конструкция должна удовлетворять требованиям:

- Нижняя частота поперечных собственных колебаний не должна быть ниже заданного значения;
- Эквивалентные напряжения по Мизесу во всех элементах конструкции днища и конструкции пилона ДУ не должны превышать заданных допускаемых напряжений $[\sigma]$ при заданных нагрузках.

1.1.1 Конструкция конического днища топливного бака РН с креплением ДУ

Рассмотрим конструкцию топливного бака РН, на котором с помощью конического пилона устанавливается ДУ, см. рисунок 1.1.

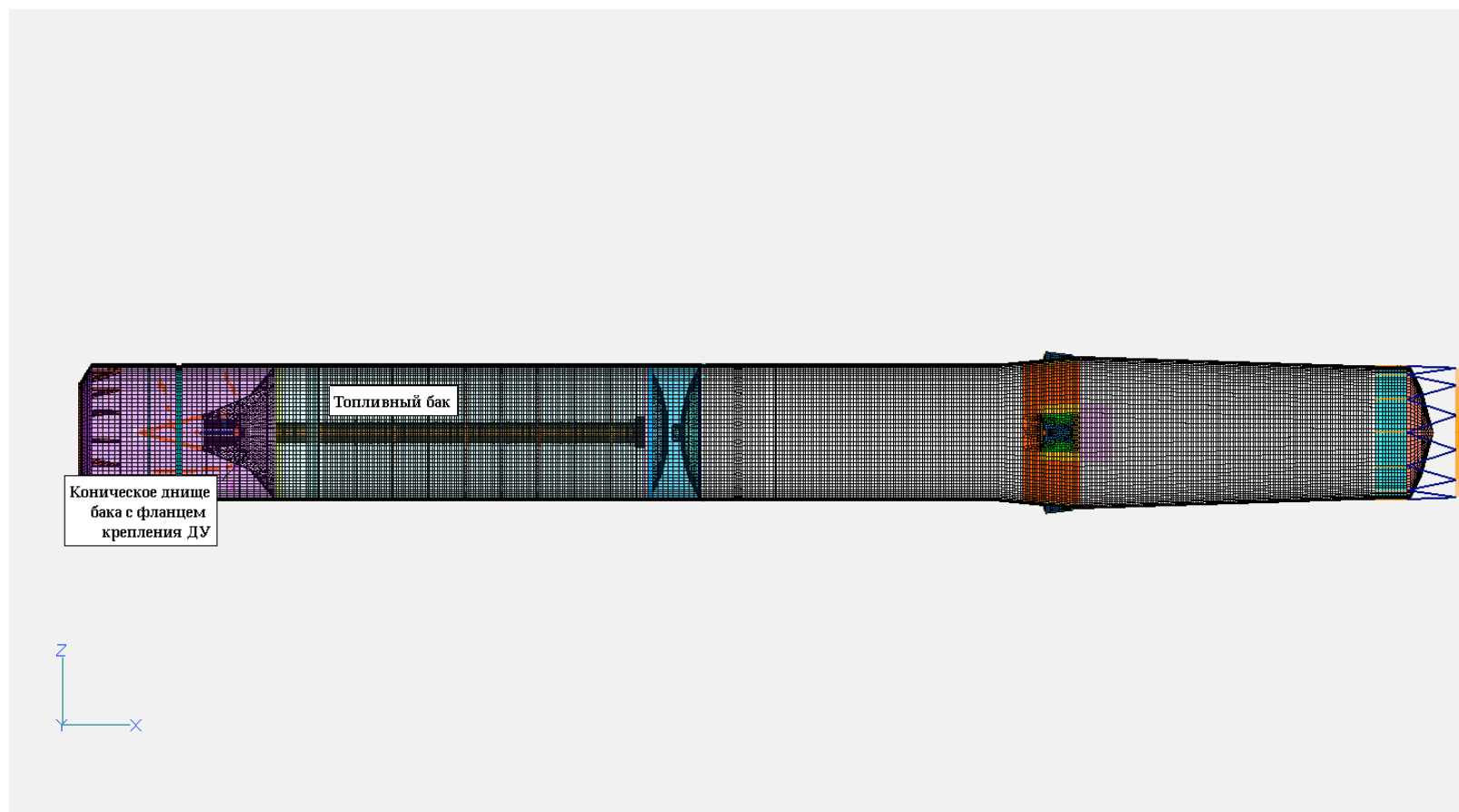


Рисунок 1.1 - Первая ступень РН: Топливные баки; Крепление двигательной установки

В качестве исходного варианта конструкции примем конструкцию бака с гладким (неподкрепленным) коническим днищем и пилоном ДУ также в виде гладкой конической оболочки в соответствии с рисунком 1.2.

Такая конструкция близка к упругой изотропной среде, способной передавать усилия в любом направлении и поэтому включает множество возможных силовых схем.

Для анализа напряженно-деформированного состояния (НДС), интенсивности и направленности действия внутренних усилий, жесткостных характеристик такой конструкции, степени удовлетворения ее проектным требованиям в соответствии с технологией конечно-элементного проектирования для исходного варианта конструкции разработана проектировочная КЭ-модель, показанная на рисунке 1.2. Проектировочная КЭ-модель включает только основные силовые элементы и поэтому экономична, что существенно при ведении большого количества расчетов.

Оболочки моделировались универсальным оболочечным элементом Plate.

ДУ моделировался сосредоточенной массой, прикрепленной к фланцу пилона элементом жесткой связи (Rigid) по всем узлам фланца.

Закрепления назначены таким образом, чтобы отделить жесткость днища от корпусной жесткости ракеты. Для этого в сечении стыка распорного шпангоута с цилиндрической оболочкой бака закреплены поступательные перемещения вдоль продольной оси ракеты. Перемещения, перпендикулярные оси РН, закреплены по переднему краю фрагмента цилиндрической оболочки бака.

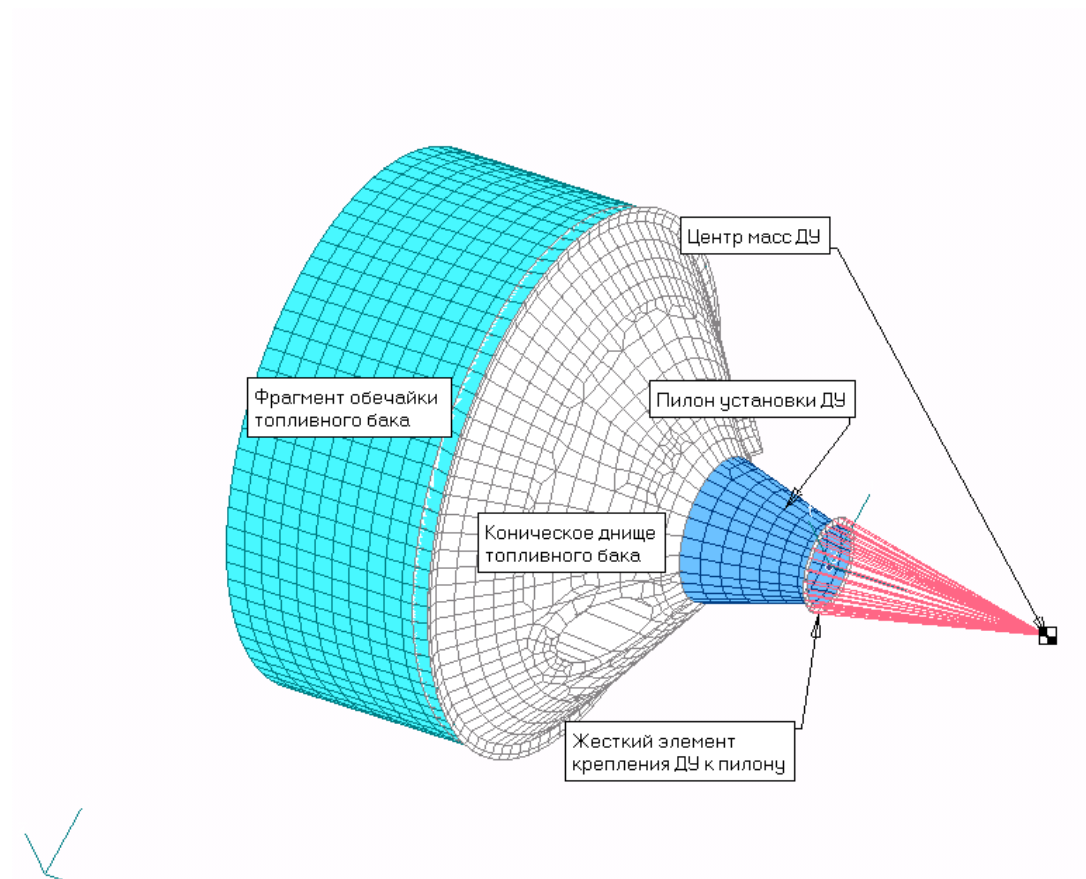


Рисунок 1.2. Проектировочная КЭ-модель варианта конструкции с гладким днищем и с гладким пилоном

Начальные значения толщин оболочек (начальное распределение материала) конструкции приведены на рисунке 1.3.

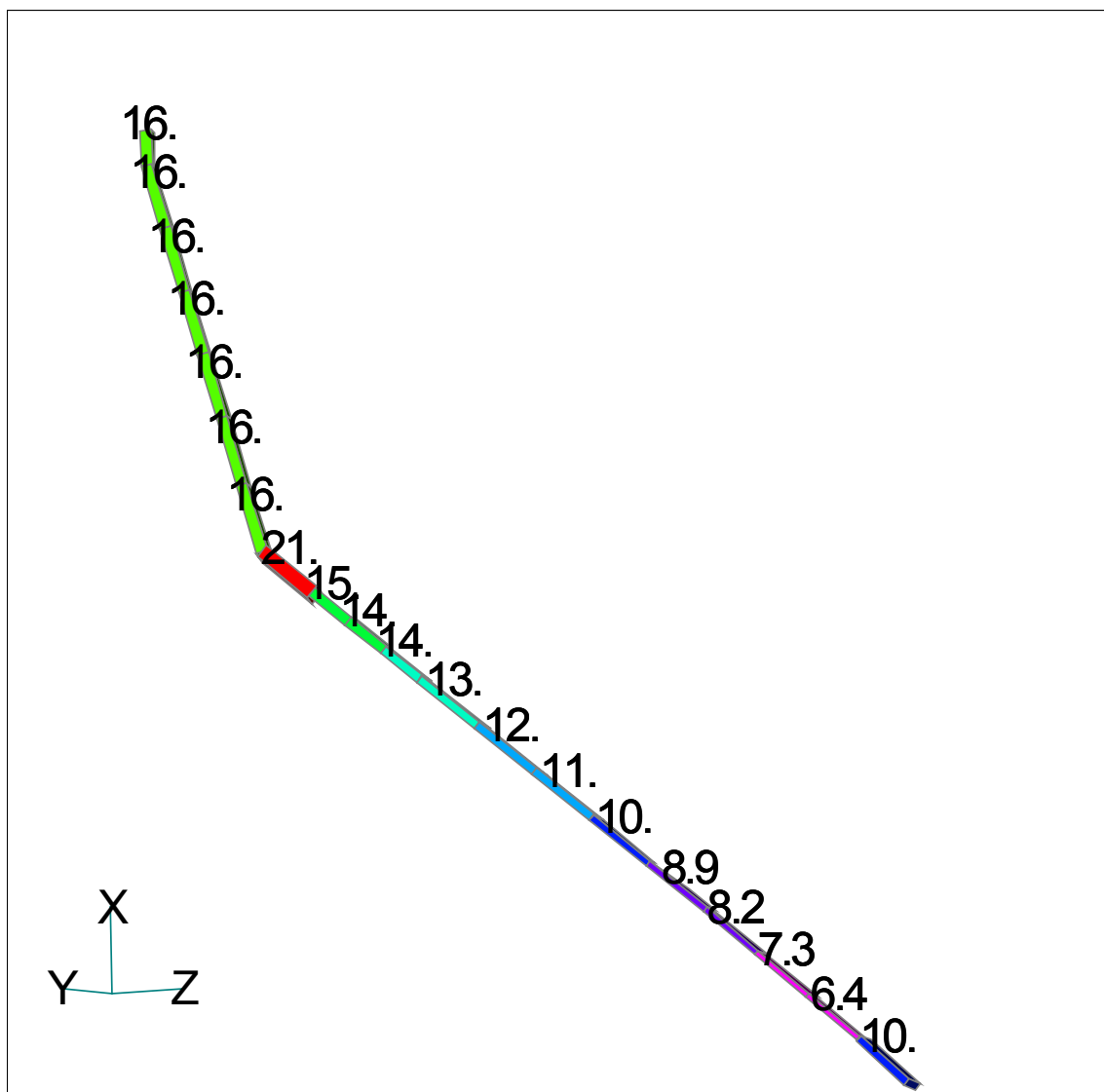


Рисунок. 1.3 - Толщины (мм) оболочек конического днища и пилона (начальное распределение материала). На участке конического днища (кроме начального и конечного элемента задан линейный закон изменения толщин). Ось симметрии конструкции – ось X

1.1.2 Проектирование силовой схемы конструкции конического днища и пилона ДУ

На этапе выбора силовой схемы конструкции обычно используются приближенные эксплуатационные нагрузки. Для анализа НДС были выбраны два случая нагружения:

- действие максимального внутреннего давления на днище при опрессовке бака;
- действие тяги двигателя с учетом отклонения вектора тяги совместно с максимальным эксплуатационным значением давления на днище.

Конечно-элементный анализ исходного варианта конструкции

Для этих нагрузок проведены конечно-элементные расчеты напряжений и деформаций. Уровень эквивалентных напряжений в конструкции, по которому мы будем судить о выполнении ограничений по прочности, в определяющем случае нагружения приведен на рисунке 1.4. Максимальное эквивалентное напряжение в коническом днище и пилоне оказалось значительно ниже допускаемых напряжений.

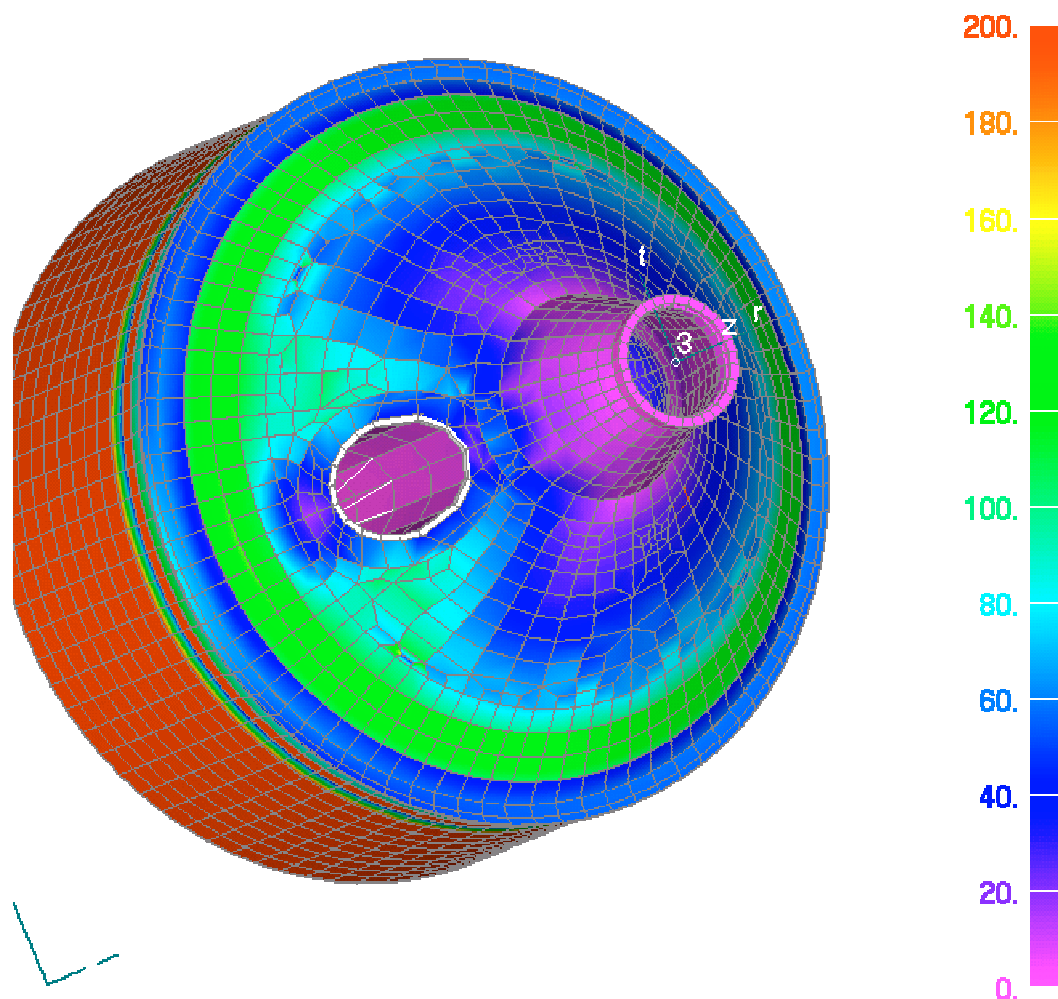


Рисунок 1.4 - Эквивалентные напряжения (по Мизесу) при нагружении конического днища с начальным распределением материала максимальным внутренним давлением на днище при опрессовке бака

Также определена низшая частота поперечных собственных колебаний конструкции. Частота поперечных собственных колебаний оказалась значительно меньше требуемой.

Распределение удельной потенциальной энергии деформаций в конструкции при колебаниях по первой форме поперечных собственных колебаний показано на рисунке 1.5.

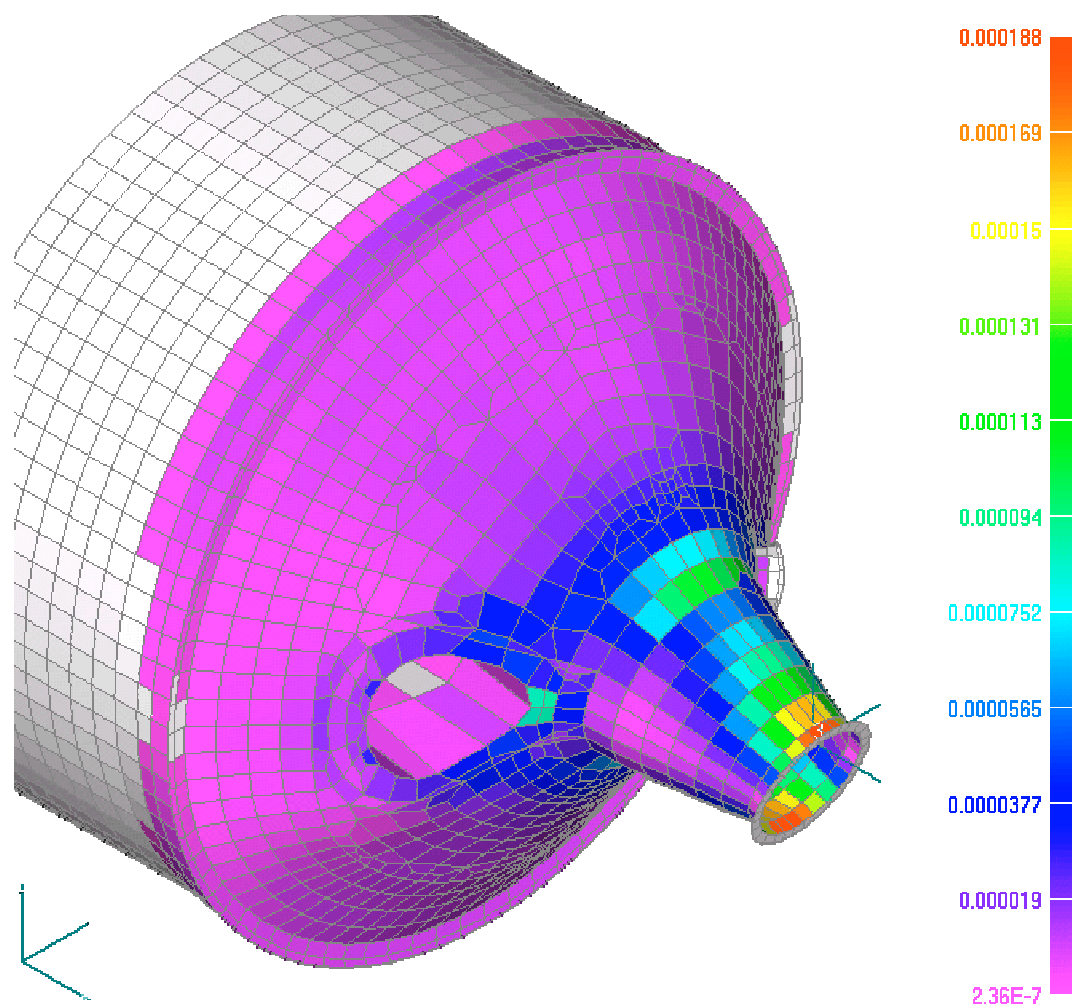


Рисунок 1.5 - Первая форма поперечных собственных колебаний ДУ. Частота колебаний – 10 Гц. Заливкой показано распределение удельной потенциальной энергии деформаций

Теоретическая масса гладкой конструкции с начальным распределением материала (масса силовых элементов КЭ-модели) – 235 кг.

Таким образом, конечно-элементные расчеты показали:

- Определяющим случаем нагружения в данном случае является – опрессовка бака;
- Эквивалентные напряжения по Мизесу во всех элементах конструкции днища и конструкции пилон ДУ не превышают заданных допускаемых напряжений $[\sigma]$ при нагружении бака заданным внутренним давлением; Общий уровень эквивалентных напряжений низок и, значит, ограничения по прочности (по напряжениям) не являются определяющими (активными);
- Нижняя частота поперечных собственных колебаний конструкции (10 Гц), что существенно ниже заданного значения (14 Гц) и ограничения по жесткости являются активными;

- Обращает на себя внимание существенная неравномерность распределения удельной потенциальной энергии деформаций по конструкции, что свидетельствует о ее неоптимальности с точки зрения ограничений по жесткости. Максимальные значения удельной энергии деформаций наблюдаются в зоне стыка конического днища бака с пилоном ДУ и фланца ДУ. Эти зоны наиболее перспективны для расположения дополнительного материала в конструкции с целью повышения ее жесткости.

Параметрическая оптимизация исходного варианта конструкции

Для увеличения поперечной жесткости крепления двигательной установки (ДУ) к коническому днищу топливного бака сделаем следующее:

- Для исходного варианта конструкции с гладкими оболочками проведем параметрическую оптимизацию распределения материала в силовых элементах конструкции, в результате которой попытаемся удовлетворить проектные ограничения по прочности и жесткости с минимальным увеличением теоретической массы конструкции. Используем для этого оптимизаторы программного комплекса NASTRAN;
- определим теоретическую массу конструкции с оптимизированным распределением материала, удовлетворяющим проектным требованиям по прочности и жесткости;
- сравним характеристики исходной гладкой конструкции с начальным и оптимизированным распределением материала.

Задача параметрической оптимизации ставилась следующим образом.

В качестве целевой функции принята теоретическая масса конструкции (масса силовых элементов КЭ-модели). Критерием оптимизации являлся минимум теоретической массы конструкции.

Конструкция должна удовлетворять проектным ограничениям.

- Для задания проектных переменных оптимизируемые элементы объединялись в группы с постоянными параметрами (толщиной или площадью поперечного сечения) по следующим соображениям:
- Однотипные элементы (имеющие одинаковые свойства - Property), отличающиеся только круговым положением. Эти круговые элементы должны быть одинаковыми из-за того, что несимметричная составляющая нагрузки на конструкцию может быть ориентирована произвольно;

- Важнейшим принципом выбора групп должна быть технологичность (реализуемость) будущего распределения материала;
- В идеале, после оптимизации все элементы группы должны иметь напряжения равные допускаемым. Реально допустимо, если среднее определяющее напряжение по всем элементам группы близко к допускаемому и ни в одном элементе не превышает допускаемого.

Учитывая эти соображения, проектными переменными для оптимизации были выбраны в соответствии с рисунком 1.6:

- Толщины кольцевых зон конического днища, расположенных вдоль образующей днища;
- Толщины кольцевых зон конической оболочки пилона, расположенных вдоль образующей оболочки пилона;
- Поперечное сечение распорного шпангоута между коническим днищем и цилиндрической обечайкой бака;
- Поперечные сечения окантовок отверстий под топливные магистрали.

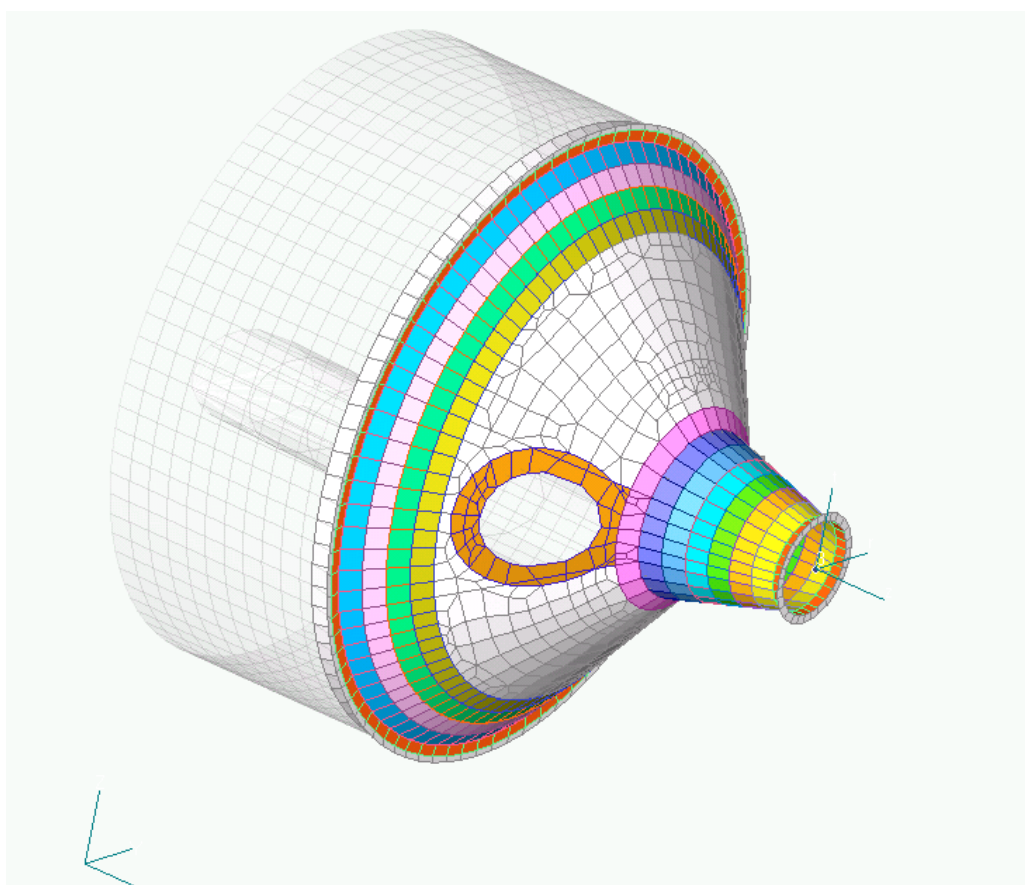


Рисунок 1.6 - Оптимизируемая часть конструкции. Разным цветом показаны части оптимизируемой конструкции, соответствующие каждой проектной переменной

В результате оптимизации получено распределение материала, показанное на рисунке 1.7 и при котором первая собственная частота поперечных собственных колебаний ДУ равна требуемой.

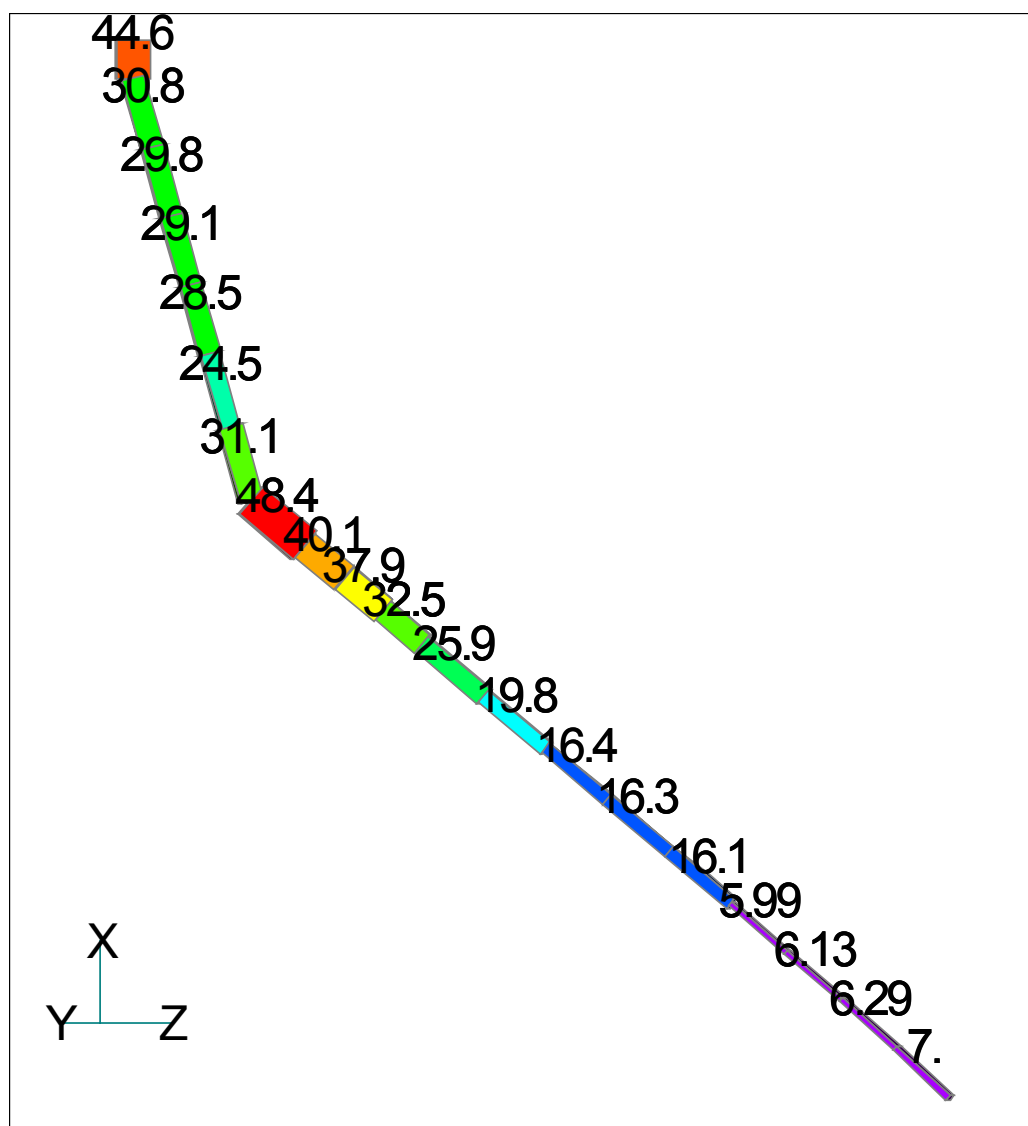


Рисунок 1.7 - Толщины (мм) оболочек конического днища и пилон (оптимизированное распределение материала). На участке конического днища (кроме начального и конечного элемента задан линейный закон изменения толщины оболочки). Ось симметрии конструкции – ось X

На рисунке 1.8 приведены эквивалентные напряжения (по Мизесу) при нагружении конического днища внутренним давлением с оптимизированным распределением материала в конструкции. Эти напряжения не превышают допускаемых.

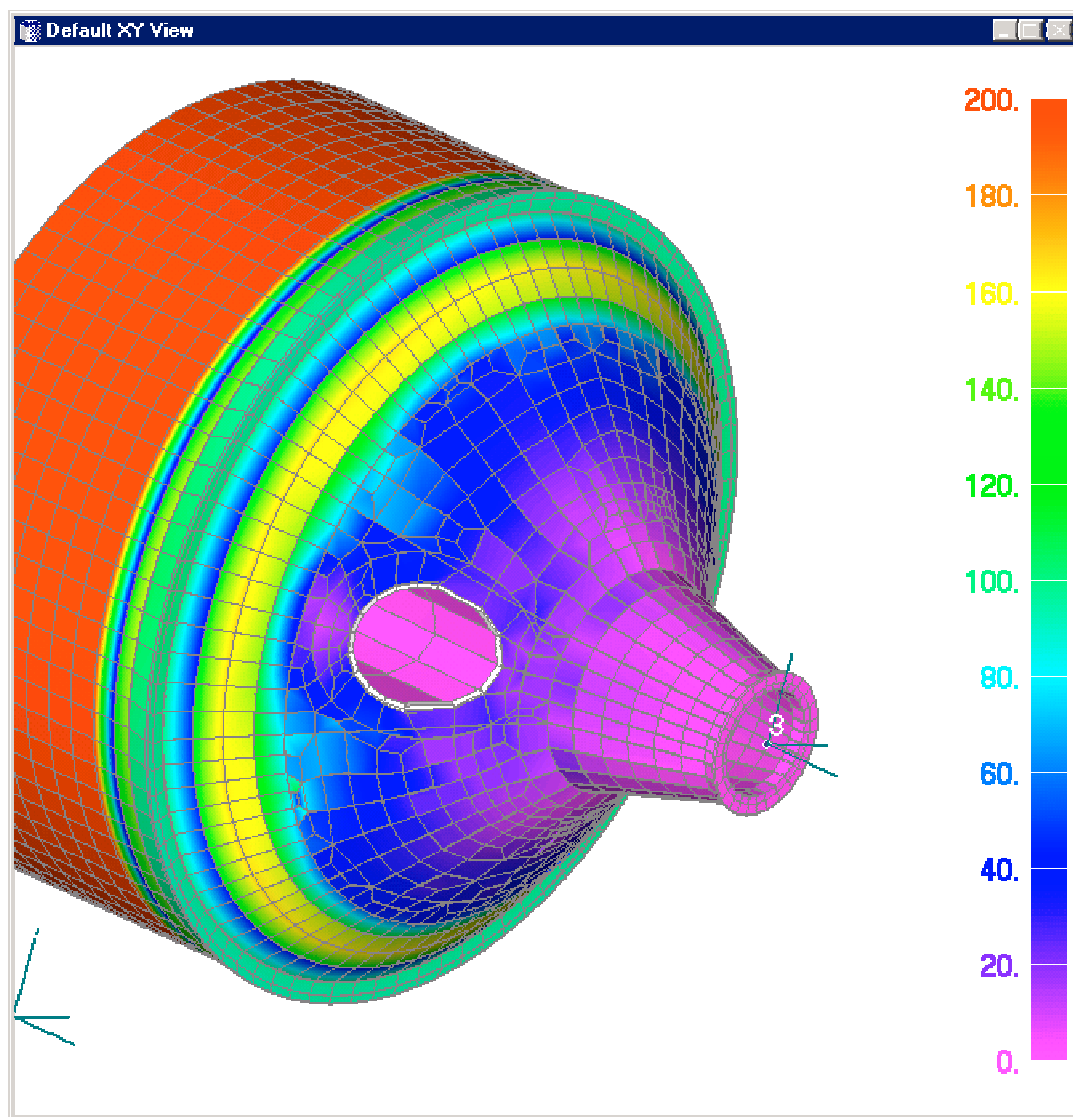


Рисунок 1.8 - Эквивалентные напряжения (по Мизесу) при нагружении конического днища внутренним давлением с оптимизированным распределением материала в конструкции. Напряжения не превышают допускаемых

На рисунке 1.9 приведена первая форма поперечных собственных колебаний ДУ в конструкции с оптимизированным распределением материала. Частота собственных колебаний равна заданной. Заливкой показано распределение удельной потенциальной энергии деформаций

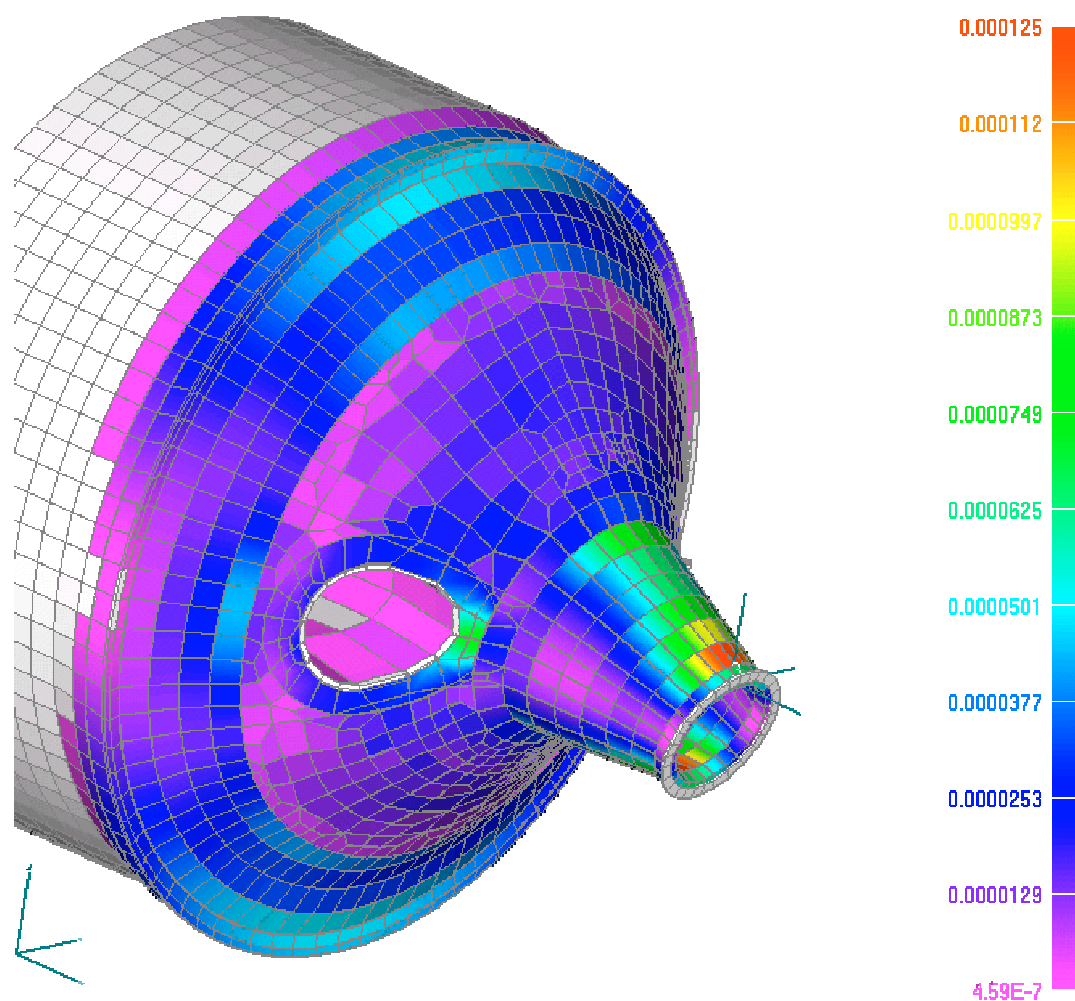


Рисунок 1.9 - Первая форма поперечных собственных колебаний ДУ в конструкции с оптимизированным распределением материала. Частота собственных колебаний равна заданной. Заливкой показано распределение удельной потенциальной энергии деформаций.

В таблице 1.1 приведены для сравнения толщины начального и оптимизированного распределения материала в конструкции исходного варианта конструкции с гладким коническим днищем и гладким пилоном ДУ.

Таблица 1.1 - Сравнение начального и оптимизированного распределения материала конструкции с гладким коническим днищем и гладким пилоном ДУ

		Вариант с гладким днищем	Оптимизированный вариант с гладким днищем
	Толщины гладкого пилон	16.0	50.0
		16.0	46.2
		16.0	38.2
		16.0	33.7
		16.0	29.7
		16.0	25.1
		16.0	25.1
		16.0	43.6
		16.0	43.6
	Толщины гладкого конического днища	21.0	48.6
		14.7	28.9
		14.5	28.9
		12.5	17.9
		12.7	17.9
		11.8	10.9
		10.9	10.9
		10.0	10.9
		8.9	7.9
		8.1	6.6
		7.3	5.9
		6.4	5.2
		6.4	5.2
		6.4	5.2
		6.4	5.2
	Распорный шпангоут	10.0	7.7
	Максимальное значение эквивалентного напряжения по Мизесу, МПа	105	150
	Первая поперечная собственная частота, Гц	10.6	14.0
	Теоретическая масса, кг	235	360

Таким образом, в результате оптимизации получено распределение материала в конструкции, удовлетворяющее проектному ограничению по поперечной собственной частоте. Толщины обечеек конического днища и пилон ДУ возросли в зонах с максимальными значениями удельной энергии деформаций, повышая местную изгибную жесткость оболочек. Однако конструкция с таким распределением материала имеет значительно бо'льшую теоретическую массу (в полтора раза!). Кроме того, распределение материала в конструкции, полученное в результате оптимизации получилось с резкими перепадами толщин и его трудно реализовать в реальной конструкции. Эти обстоятельства требуют дальнейших проработок.

Анализ распределения удельной потенциальной энергии деформаций, показанного на рисунке 1.9, в первой форме поперечных собственных колебаний ДУ для конструкции с оптимизированным распределением материала позволил выявить зоны с высокой удельной энергией деформации, т.е. зоны с высокими напряжениями и деформациями.

Известно, что равнопрочная конструкция (статически определимая), имеет минимальную массу при ограничениях только по прочности и конструкция. Конструкция с одинаковой удельной энергией деформации во всех элементах будет наиболее жесткой и выполнять ограничения по жесткости с минимальной массой [4, 5]. Если конструкция статически неопределима (как в нашем случае), то равномерность распределения напряжений и равномерность распределения удельной энергией деформации нарушается, но, как правило, не резко.

Поэтому наличие зон с уровнем удельной потенциальной деформации, существенно отличающейся от общего уровня в конструкции, свидетельствует, что эта конструкция не самая лучшая и ее нужно совершенствовать, добиваясь снижения массы.

В нашем случае анализ результатов конечно-элементных расчетов исходной конструкции с гладкими (неподкрепленными оболочками днища бака и пилона крепления ДУ) и, в частности, анализ распределения удельной потенциальной энергии деформаций по конструкции, показанного на рисунках 1.5 и 1.8, и анализ распределение оптимизированных толщин в оболочках бака и пилона ДУ показал:

- Удельная потенциальная энергия деформаций имеет высокий уровень в стыке пилона и фланца крепления ДУ;
- Толщины элементов фланца ДУ и в стыке днища с пилоном ДУ в процессе оптимизации существенно увеличились по сравнению с начальными значениями, см. рисунок 1.7 и таблицу 1.1.

Эти результаты подсказывают, что эффективно уменьшить уровень удельной потенциальной энергии деформаций и, следовательно, повысить жесткость конструкции можно повысив жесткость стыка пилона и фланца крепления ДУ и жесткость стыка днища бака и пилона ДУ, например, поставив ребра, подкрепляющие оболочки пилона и конического днища, которые станут более жесткими на изгиб, чем сплошная толщина оболочки и позволят снизить массу, требуемую для выполнения ограничений по жесткости.

Таким образом, для снижения массы конструкции нужна структурная оптимизация - поиск других вариантов силовых элементов, например, ребер, анализ этих вариантов и выбор наилучшего.

1.2 Сравнение различных силовых схем конструкции крепления двигателя к коническому днищу топливного бака на основе численной оптимизации

Рассмотрим последовательно ряд вариантов конструкций с подкрепленными оболочками, сначала пилона ДУ, затем конического днища и пилона ДУ. Этот процесс, по сути, структурная оптимизация, в результате которой будет найдена лучшая, с точки зрения заданных проектных ограничений, силовая схема из рассмотренных вариантов конструкции.

Последовательно (друг за другом, используя результаты предыдущего варианта при предложении следующего) рассмотрим следующие варианты конструкции:

- Вариант конструкция конического днища и пилона ДУ в виде оболочки, подкрепленной низкими ребрами жесткости на пилоне ДУ. Этот вариант отличается от исходного варианта установкой 28-и ребер жесткости как показано на рисунке 1.10. Ребра идут от фланца ДУ на пилоне, вдоль пилона, с заходом на коническое днище. Установка ребер жесткости повышает местную изгибную жесткость оболочки в зонах с повышенной удельной энергией деформаций более эффективно, чем увеличение толщин гладкой оболочки
- Вариант конструкция конического днища и пилона ДУ в виде оболочки, подкрепленной высокими ребрами жесткости на днище и пилоне. Этот вариант отличается от исходного варианта установкой 8-и ребер жесткости, как показано на рисунке 1.11. Ребра идут от распорного шпангоута вверху конического днища до фланца ДУ на пилоне. По внешнему краю ребер установлен силовой пояс переменного сечения;
- Вариант конструкции конического днища и пилона ДУ в виде оболочки, подкрепленной 8-ю высокими ребрами, как показано на рисунке 1.12. Напротив пилона ДУ стенка ребер для облегчения и обеспечения требований компоновки вырезана;
- Вариант конструкции конического днища и пилона ДУ в виде оболочки, подкрепленной 4-мя высокими ребрами, как показано на рисунке 1.13. Напротив пилона стенка ребер для облегчения и обеспечения требований компоновки вырезана.

В варианте с низкими ребрами жесткости на пилоне ребра состояли только из стенки и моделировались элементом оболочечного элемента Plate.

В вариантах конструкции с высокими ребрами по наружному краю ребра введен пояс ребра, для расширения возможностей конструкции при оптимизации. Стенка ребер

моделировалась элементом оболочечного элемента Plate, а пояс ребер моделировался элементом бруса.

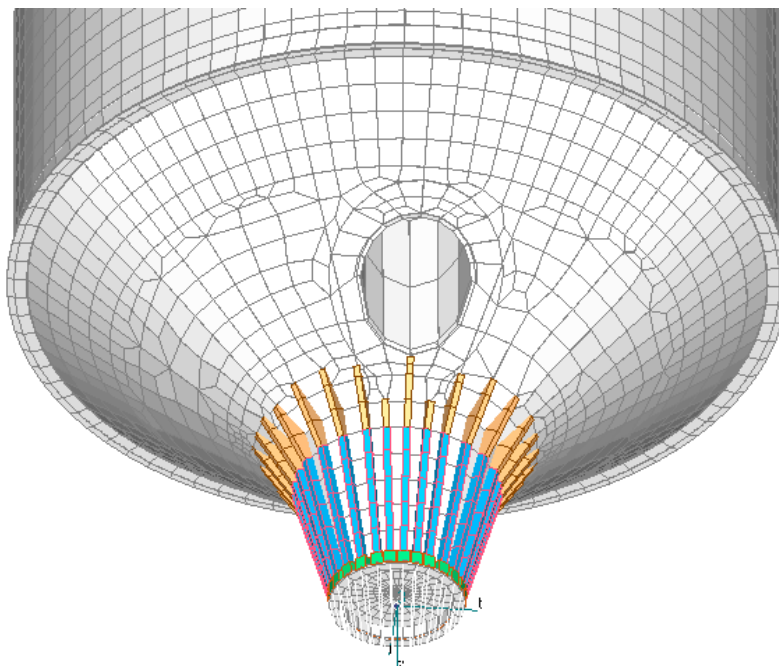


Рисунок - 1.10. Вариант конструкции конического днища и пилон ДУ в виде оболочки, подкрепленной низкими ребрами жесткости на пилоне ДУ

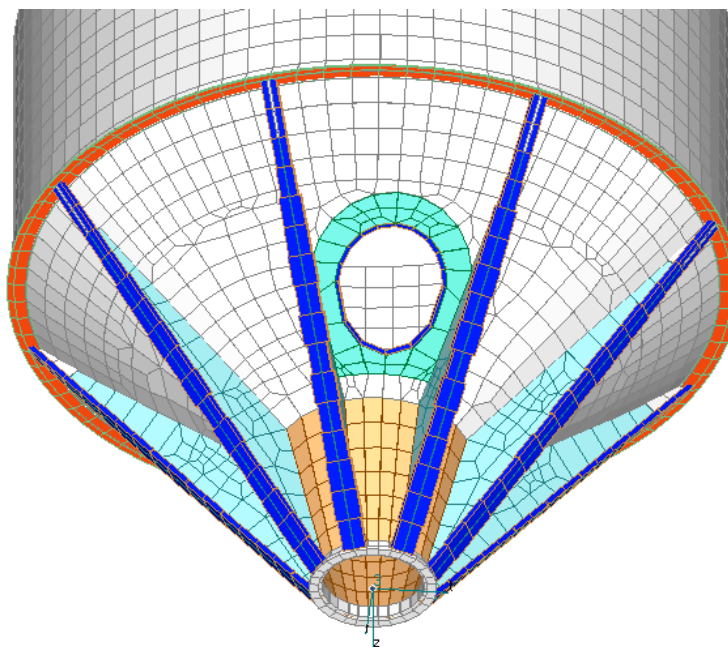


Рисунок - 1.11. Вариант конструкции конического днища и пилон ДУ в виде оболочки, подкрепленной 8-ю высокими ребрами жесткости

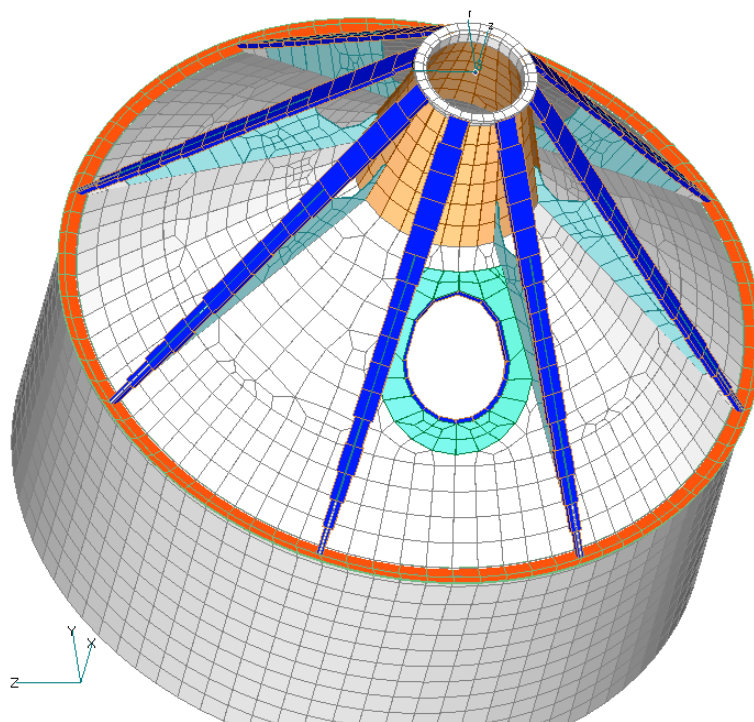


Рисунок - 1.12. Вариант конструкции с конического днища и пилоне ДУ в виде оболочки, подкрепленной 8-ю ребрами на днище и пилоне и с вырезами в стенках ребер для облегчения и обеспечения требований компоновки

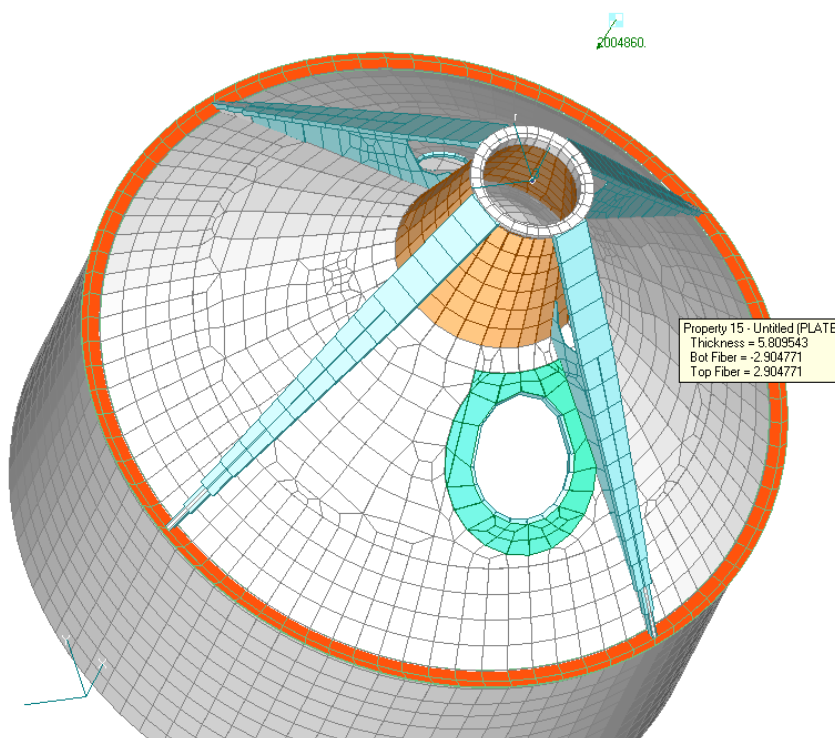


Рисунок - 1.13. Вариант конструкции с конического днища и пилоне ДУ в виде оболочки, подкрепленной 4-мя ребрами на днище и пилоне и с вырезами в стенках ребер для облегчения и обеспечения требований компоновки

Для всех вариантов конструкции разрабатываются или модифицируются КЭ-модели, выполняются конечно-элементные расчеты, проводится параметрическая оптимизация, в результате которой удовлетворяются проектные ограничения по прочности и жесткости и определяется теоретическая масса каждого варианта.

Постановка задачи оптимизации распределения материала в конструкции та же, что и для исходного варианта, только проектные переменные (из-за появления в конструкции ребер) дополнены следующими:

- Толщины ребер жесткости;
- Поперечные сечения силового пояса ребра жесткости для варианта с высокими ребрами.

Первым был рассмотрен вариант, подсказанный результатами исследований исходной конструкции с гладкими оболочками конического днища и пилона ДУ, - вариант конструкции с низкими ребрами жесткости на пилоне ДУ, как показано на рисунке 1.10.

Результаты оптимизации для всех вариантов конструкции приведены в виде:

- Значений толщин конического днища, пилона и ребер;
- Эквивалентных напряжений по Мизесу после оптимизации для обоих рассматриваемых случаев нагружения;
- Распределения удельной потенциальной энергии деформаций в первой форме поперечных собственных колебаний ДУ на коническом днище.

Для варианта конструкции с низкими ребрами результаты оптимизации показаны на рисунках 1.14, 1.15.

Для варианта конструкции с 8-ю высоким ребрами результаты оптимизации показаны на рисунках 1.16, 1.17.

Для варианта конструкции с 8-ю высокими облегченными ребрами результаты оптимизации показаны на рисунках 1.18, 1.19.

Для варианта конструкции с 4-мя высокими облегченными ребрами результаты оптимизации показаны на рисунках 1.20, 1.21.

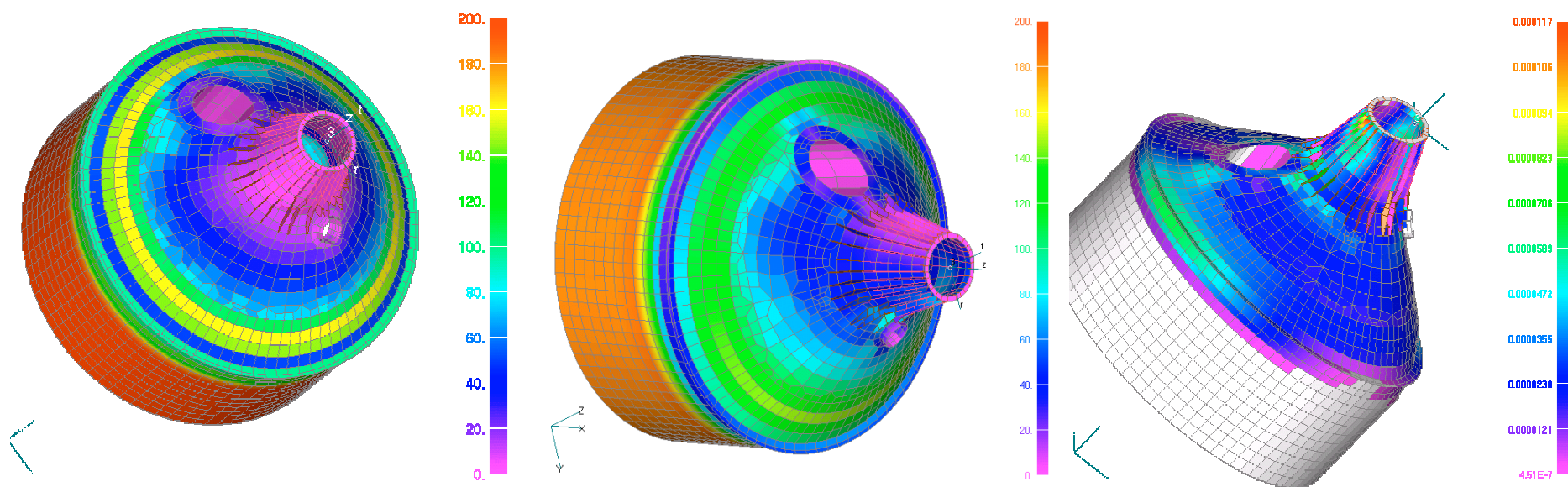


Рисунок 1.15 - Оптимизированный вариант конструкции с 28 низкими ребрами

На рисунке 1.15 слева направо показаны:

- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации при нагружении бака внутренним давлением опрессовки бака;
- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации для случая нагружения отклоненной силой тяги и внутренним давлением в баке;
- Распределение удельной потенциальной энергии деформаций в первой форме поперечных собственных колебаний ДУ на коническом днище

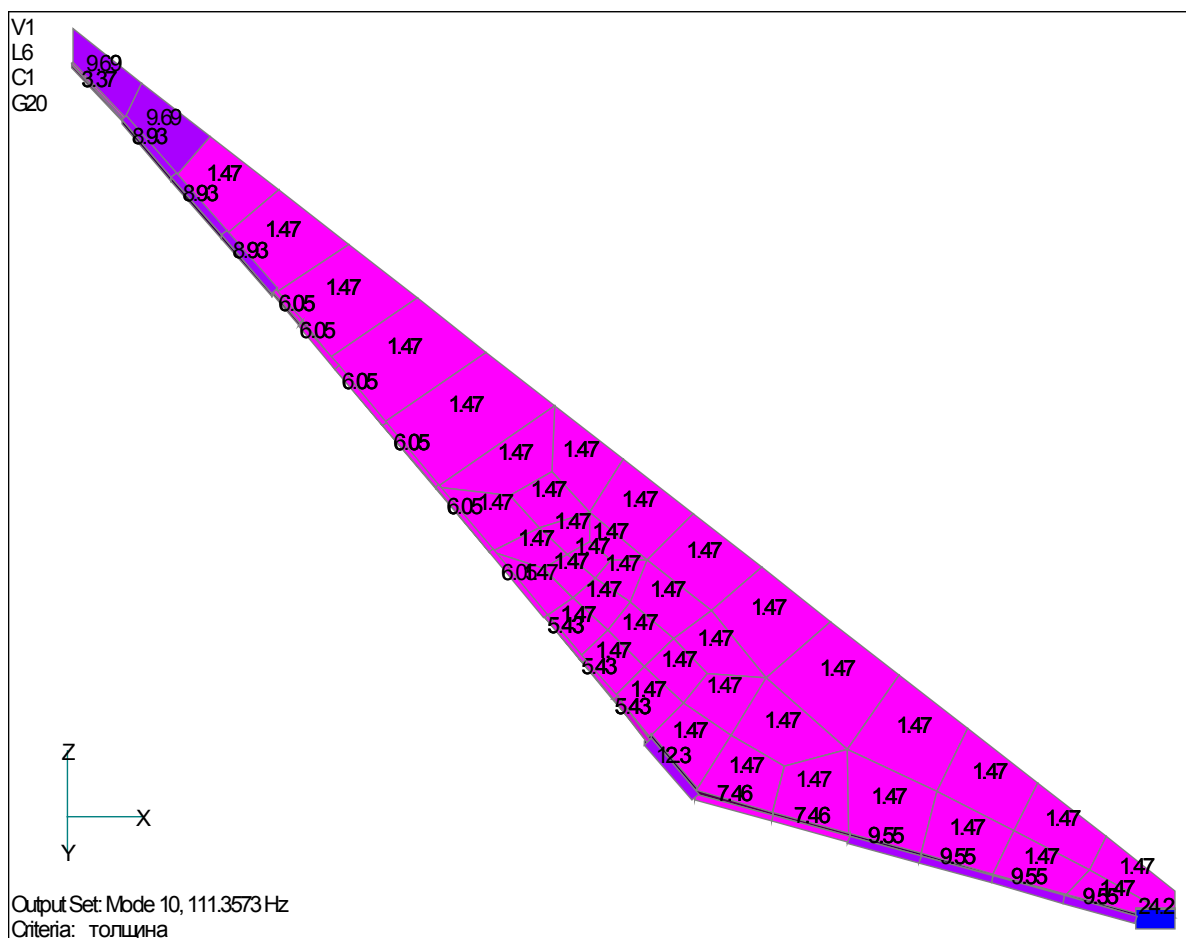


Рисунок 1.16 - Оптимизированный вариант с 8-ю высокими ребрами. Толщины конического днища, пилона и стенки ребра (мм). Первая собственная частота 14,0 Гц

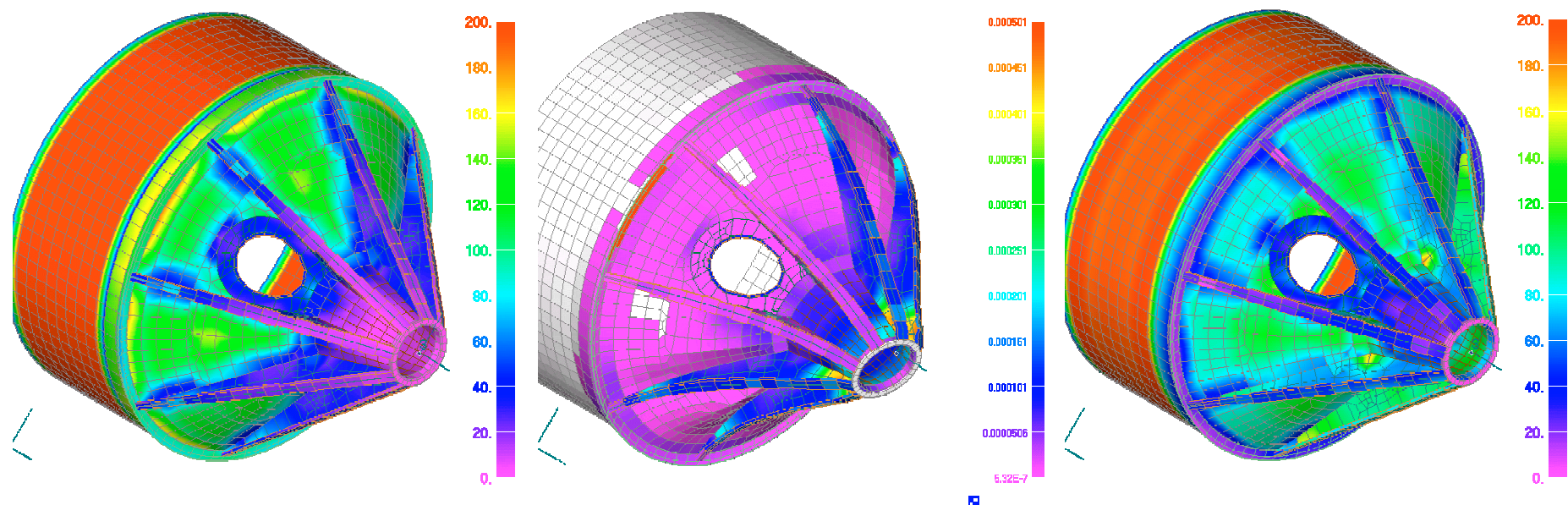


Рисунок 1.17. Оптимизированный вариант с 8-ю высокими ребрами

На рисунке 1.17 слева направо показаны:

- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации при нагружении бака внутренним давлением опрессовки бака;
- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации для случая нагружения отклоненной силой тяги и внутренним давлением в баке;
- Распределение удельной потенциальной энергии деформаций в первой форме поперечных собственных колебаний ДУ на коническом днище

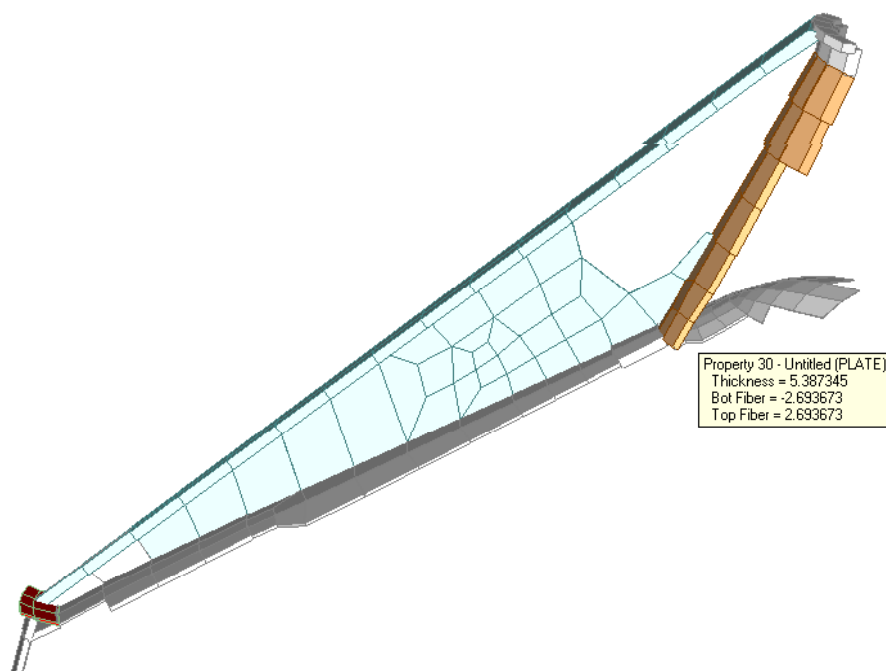


Рисунок 1.18 - КЭ-модель облегченных высоких ребер для вариантов конструкции с 8-ю и 4-мя облегченными высокими ребрами

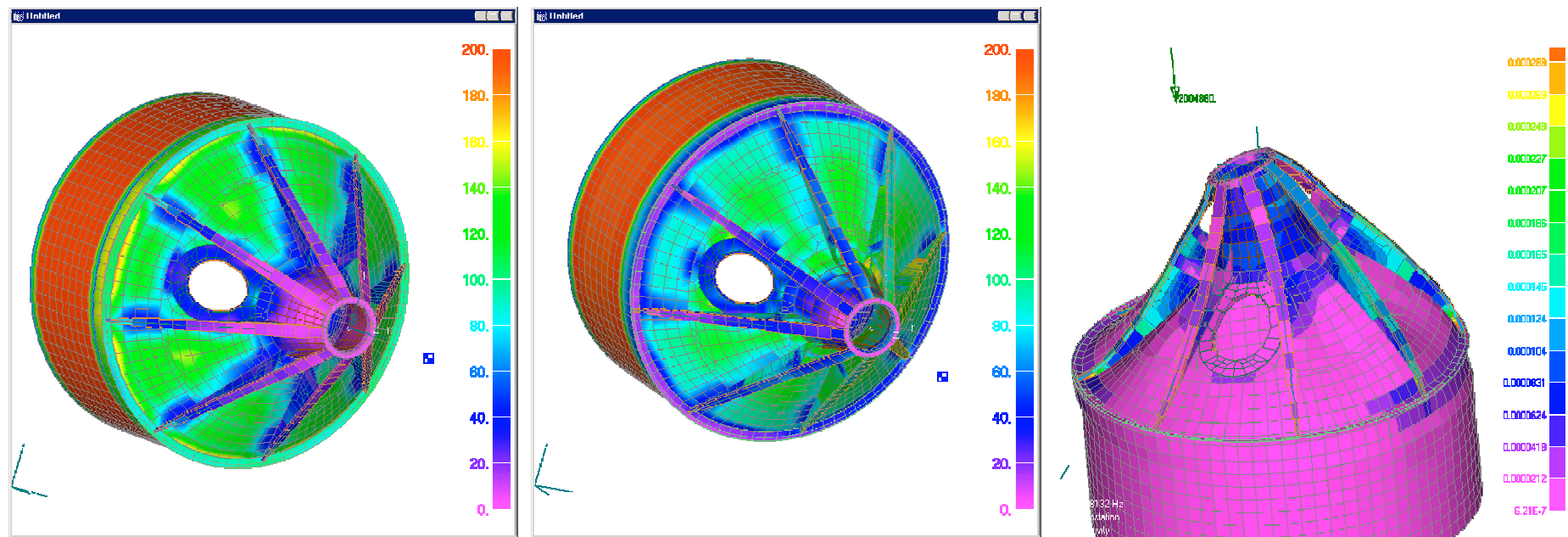


Рисунок 1.19 - Оптимизированный вариант с 8-ю облегченными высокими ребрами

На рисунке 1.19 слева направо показаны:

- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации при нагружении бака внутренним давлением опрессовки бака;
- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации для случая нагружения отклоненной силой тяги и внутренним давлением в баке;
- Распределение удельной потенциальной энергии деформаций в первой форме поперечных собственных колебаний ДУ на коническом днище.

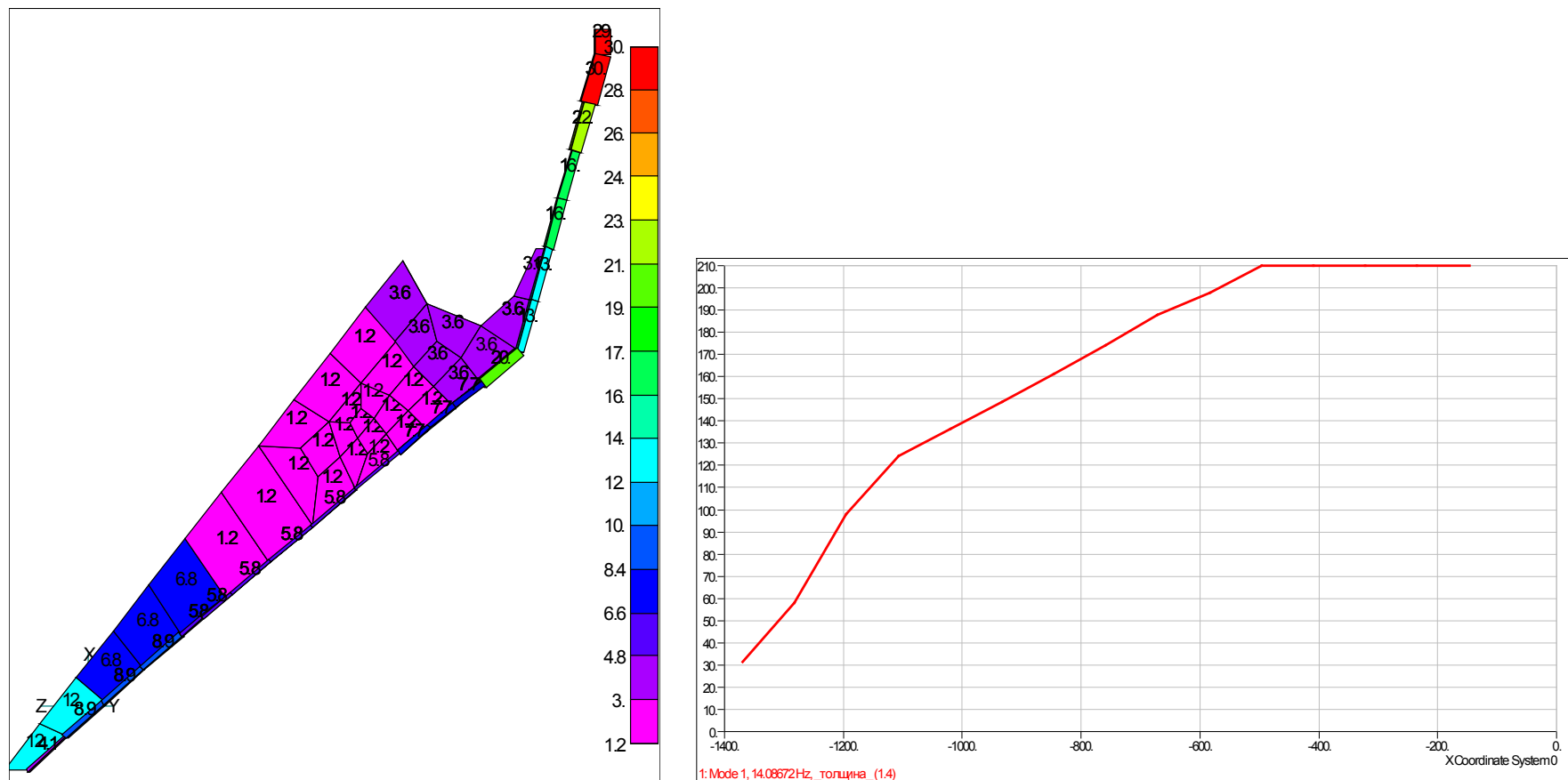


Рисунок 1.20 - Оптимизированный вариант с 4-я высокими ребрами

На рисунке 1.20 слева направо показаны:

- Толщины (мм) конического днища, пилона и стенки ребра (наружный пояс ребра не показан). Первая собственная частота 14,0 Гц;
- Погонная жесткость пояса (EF) ребра.

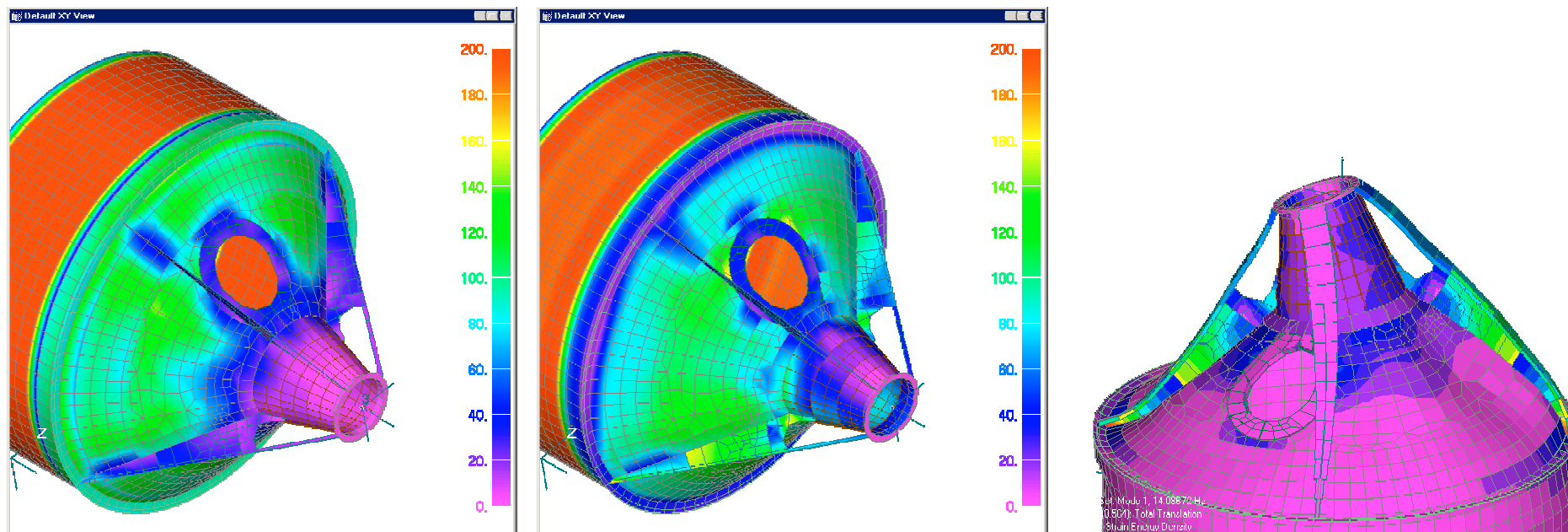


Рисунок 1.21 - Оптимизированный вариант с 4-мя высокими ребрами

На рисунке 1.21 слева направо показаны:

- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации при нагружении бака внутренним давлением опрессовки бака;
- Эквивалентные напряжения по Мизесу (МПа) после оптимизации для случая нагружения отклоненной силой тяги и внутренним давлением в баке;
- Распределение удельной потенциальной энергии деформаций в первой форме поперечных собственных колебаний ДУ на коническом днище

Сравнение всех рассмотренных вариантов конструкции приведено в таблице 1.2.

Таблица 1.2 - Сравнение рассмотренных вариантов конструкции

Вариант конструкции	Теоретическая масса , кг				Первая собственная частота, Гц	Значение $\sigma_{\text{макс. экв. по Мизесу, МПа}}$
	оболочка	ребра	шпангоут	сумма		
1. Вариант с гладким днищем и пилоном ДУ. Исходное распределение материала	234,6	-	73,0	307,6	Существенно ниже допускаемой	105
2. Вариант с гладким днищем и пилоном ДУ. Оптимизированное распределение материала	359,6	-	57,6	417,2	Первая собственная частота поперечных колебаний равна допускаемой	150
3. Вариант с низкими ребрами жесткости на пилоне ДУ (28 ребер). Оптимизированное распределение материала	257,0	59,7	54,4	371,1		140
4. Вариант с высокими ребрами жесткости на днище и пилоне. Оптимизированное распределение материала	174,2	77,1	41,3	292,6		160
5. Вариант конструкции с 4-я высокими ребрами с вырезами Оптимизированное распределение материала.	207,5	52,6	43,4	303,5		160
6. Вариант конструкции с 8-ю высокими ребрами с вырезами. Оптимизированное распределение материала	176,7	69,7	40,7	287,1		160

Анализ данных таблицы 1.2 показывает, что варианты конструкции с высокими ребрами имеют значительно меньшую теоретическую массу и поэтому наиболее перспективны.

На основании выполненных исследований, с учетом оценки конструктивности, технологичности конструкции и требований компоновки выбран вариант подкрепления оболочек днища и пилон ДУ 4-мя облегченными. ребрами Этап выбора силовой схемы конструкции завершен.

1.3 Детальное (рабочее) проектирование и поверочные расчеты конструкции крепления двигателя к коническому днищу топливного бака

Дальнейшая проработка конструкции заключается в модификации выбранного варианта с целью лучшего удовлетворения компоновочных, конструктивных и технологических требований. При этом параметры конструкции изменялись так, чтобы, сохранив распределение силового материала близким к распределению, полученному при оптимизации, сделать конструкцию более технологичной в изготовлении. В конструкцию на этапе детального (рабочего проектирования) внесены следующие уточнения:

- На регулярной части конического днища оптимальные толщины конического днища для разных зон отличались слабо (на 10 – 15%). Поэтому для повышения технологичности изготовления на регулярной части конического днища толщина днища принята постоянной;
- На днище под ребрами предусмотрены, как показано на рисунке 1.23, полосы увеличенной толщины в связи с выявленной расчетами концентрацией напряжений в зоне сваривания ребер и днища;
- На пилоне ДУ в зоне фланца крепления ДУ, как показано на рисунке 1.26, поставлены малые ребра для усиления зоны непосредственного крепления ДУ;
- Изменена по требованиям проектировщиков форма поперечного сечения распорного шпангоута стыка конического днища и цилиндрической обечайки бака, как показано на рисунке 1.28.

Доработанные параметры конструкции показаны на рисунках 1.22÷1.28.

Распределение материала в модифицированной таким образом конструкции должно быть оптимизировано с целью удовлетворения проектным ограничениям по прочности и частотам собственных колебаний и с целью минимизации массы.

Для этих целей разработана уточненная КЭ-модель конструкции конического днища совместно с пилоном и четырьмя высокими ребрами, показанная на рисунках 1.22 – 1.23.

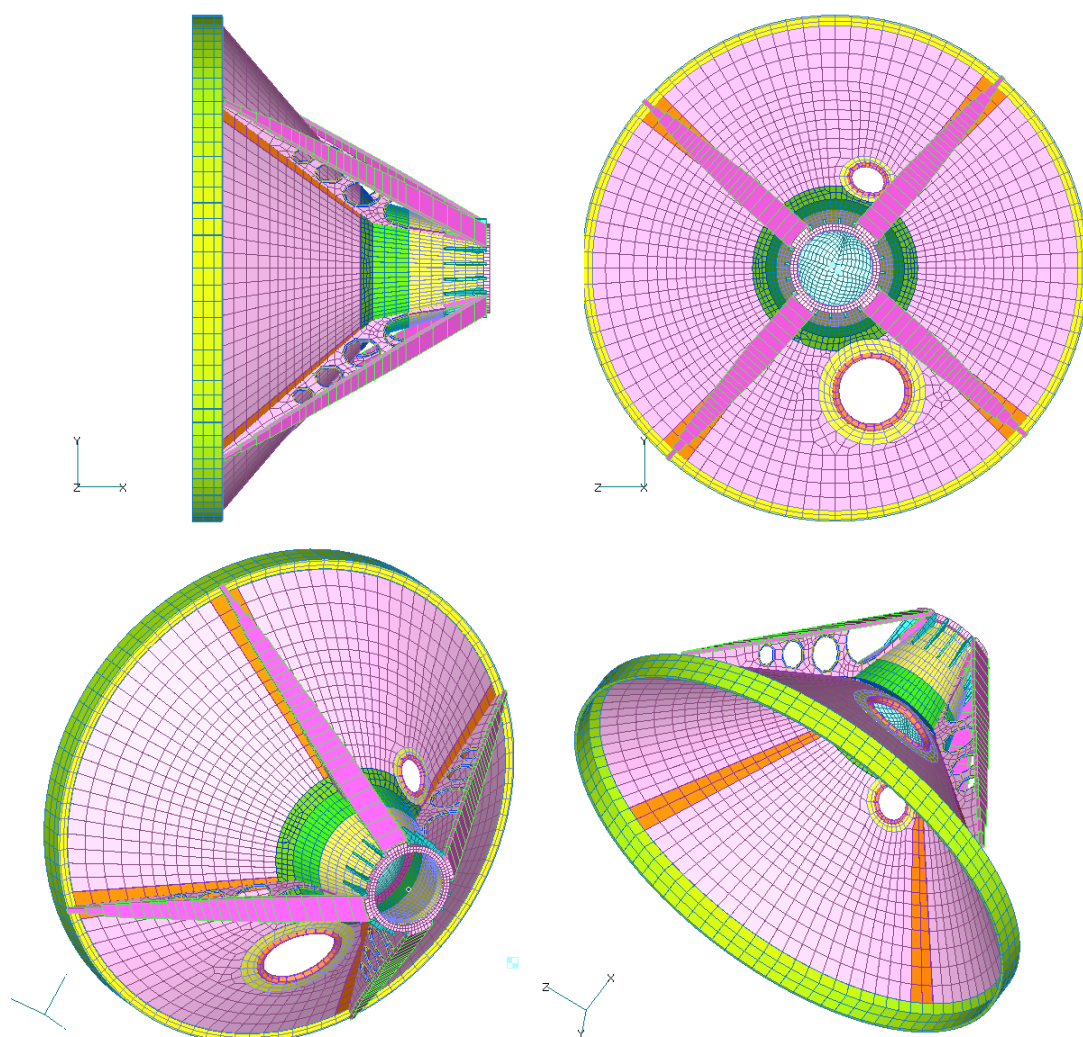


Рисунок 1.23 - КЭ - модель оптимизируемых элементов конструкции конического днища и пилона ДУ

Проектные ограничения прежние:

Нижняя собственная частота поперечных колебаний должна быть не ниже 14 Гц;

Эквивалентные напряжения (по Мизесу) во всех элементах конструкции днища и конструкции пилона ДУ не должны превышать допустимых напряжений в рассматриваемых случаях нагружения.

Проектные переменные следующие:

- Толщины четырех кольцевых зон конического днища;
- Толщины четырех кольцевых зон конической оболочки пилона;
- Поперечное сечение распорного шпангоута между коническим днищем и цилиндрической обечайкой бака;
- Толщина стенок большого ребра жесткости;

- Поперечное сечение силового пояса большого ребра жесткости (переменное по длине);
- Толщина усиленной обшивки конического днища по линии присоединения стенок больших ребер жесткости;
- Толщина малого ребра жесткости;
- Поперечные сечения окантовок отверстий под топливные магистрали.

Критерий оптимизации - минимум теоретической массы конструкции.

Найденное в результате оптимизации распределение материала в конструкции показано на рисунках 1.24 – 1.28.

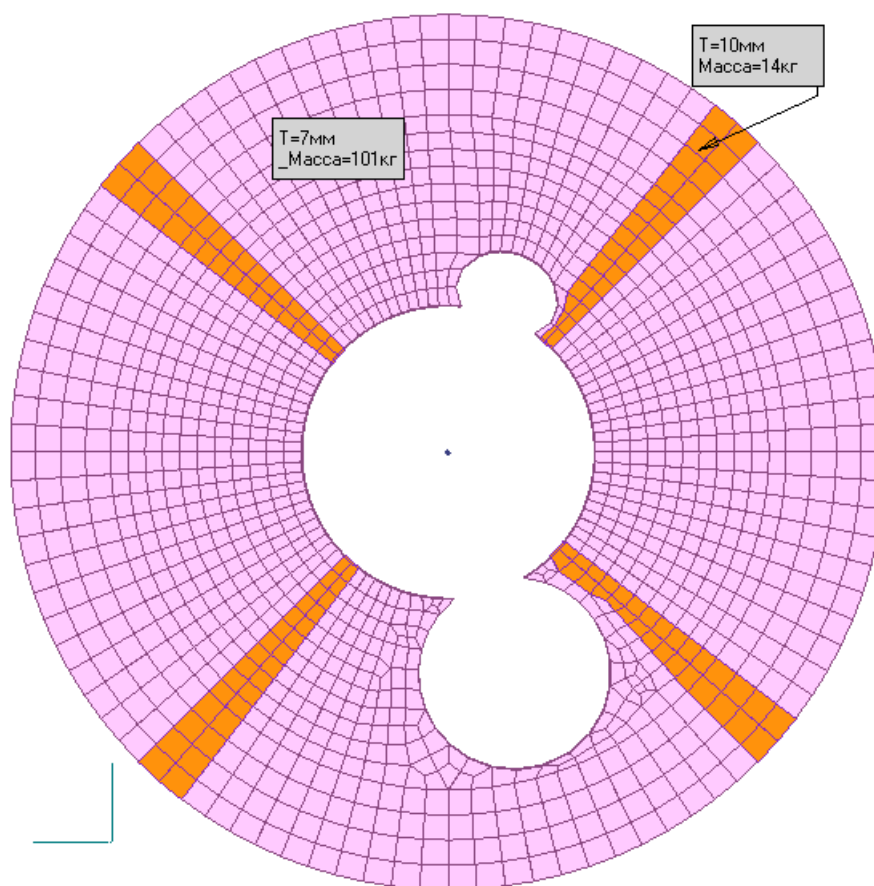


Рисунок 1.24 - Регулярная зона конического днища с усиленными полосками под установку 4-х ребер. Оптимизированное распределение материала

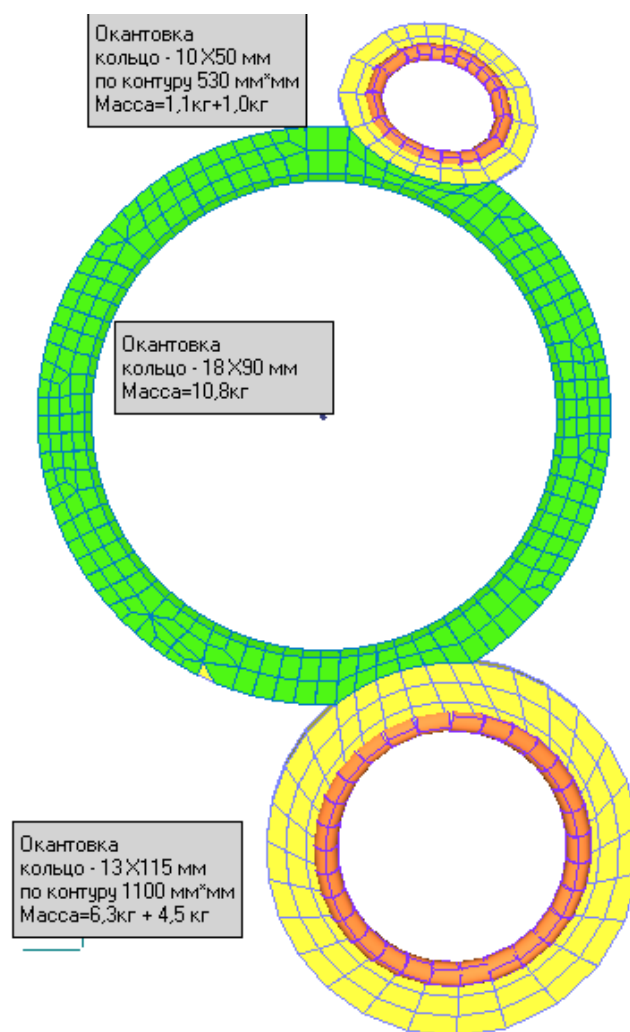


Рисунок 1.25 - Окантовки отверстий под топливопроводы и силовое кольцо на днище по стыку с пилоном. Оптимизированное распределение материала. Окантовки отверстий под топливопроводы состоят из двух частей: кольца толщиной t и шириной h и сосредоточенным элементом по краю выреза

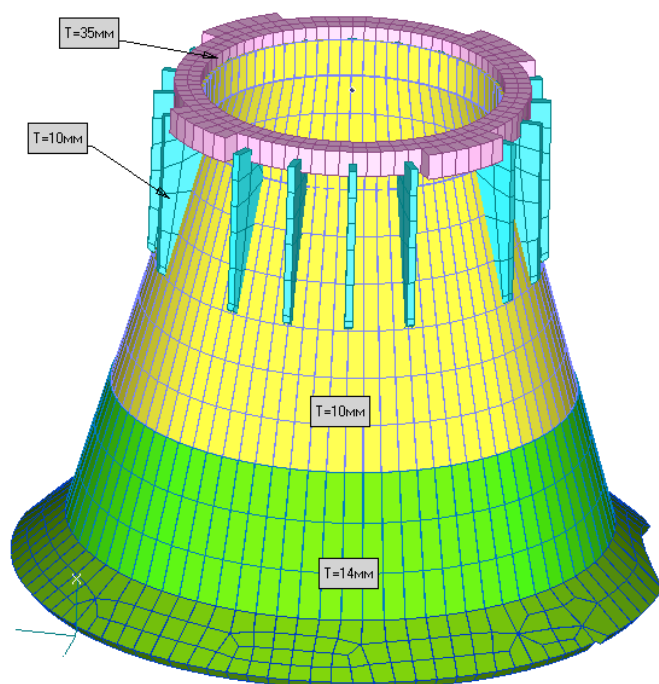


Рисунок 1.26 - Пилон ДУ с малыми ребрами и фланцем крепления ДУ. Оптимизированное распределение материала. Для наглядности показана часть конического днища.

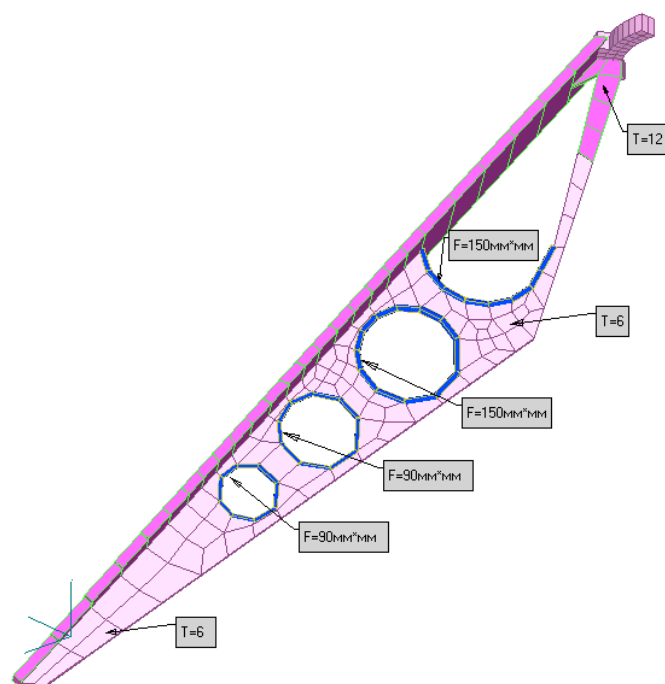


Рисунок 1.27 - Одно из 4-х больших ребер. Оптимизированное распределение материала. Стенка ребра облегчена вырезами, контуры вырезов подкреплены поясами с площадью поперечного сечения – F

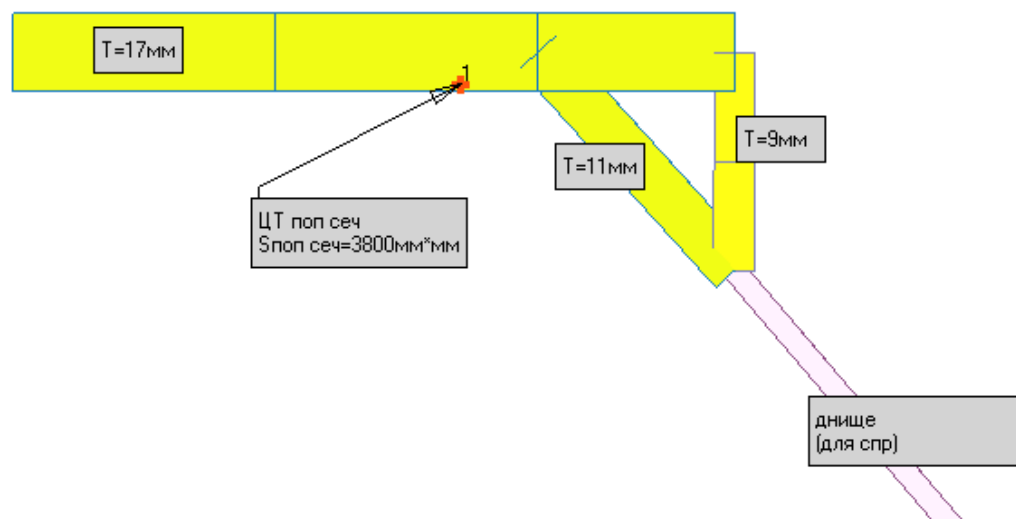


Рисунок 1.28 - Распорный шпангоут на стыке конического днища и цилиндрической обечайки бака горючего. Оптимизированное распределение материала. При конструктивной проработке важно сохранить площадь поперечного сечения и положение его центра тяжести сечения

Конструкция с полученным оптимизированным распределением материала проверена на удовлетворение проектным ограничениям по прочности и частотам собственных колебаний. Результаты конечно-элементных расчетов эквивалентных напряжений в конструкции при действии рассматриваемых случаев нагружения показаны на рисунках 1.29–1.30. В обоих случаях нагружения общий уровень эквивалентных напряжений низок. Зоны максимальных напряжений локальны и поэтому не опасны с точки зрения прочности.

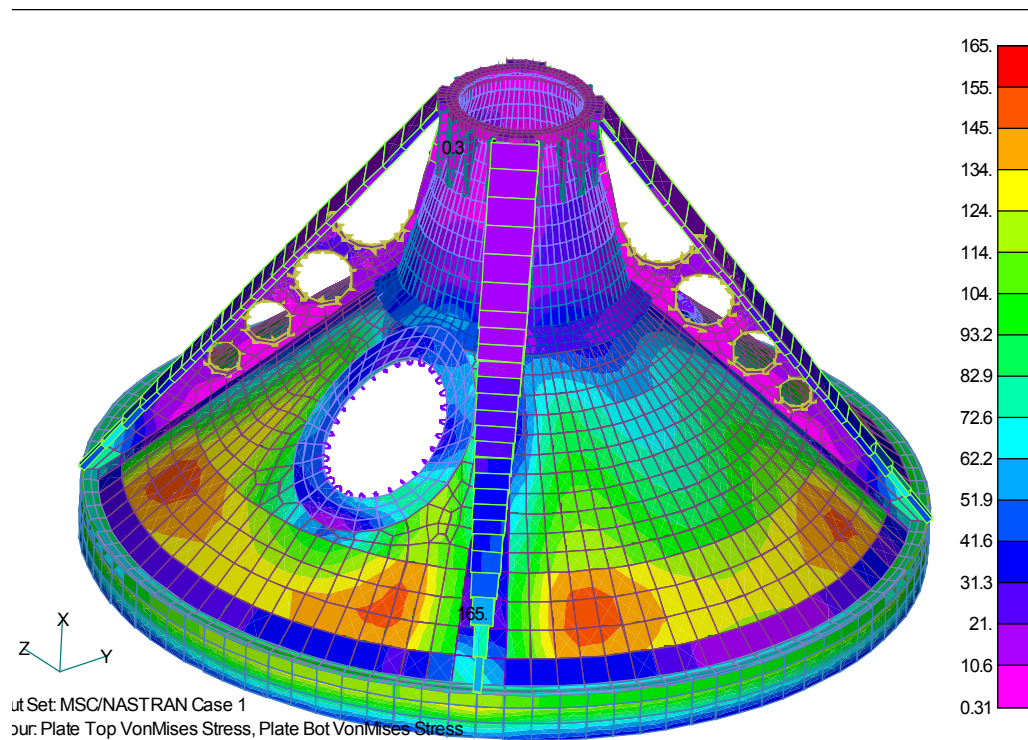


Рисунок 1.29 - Эквивалентные напряжения в коническом днище с пилоном ДУ.
Нагружение давлением опрессовки

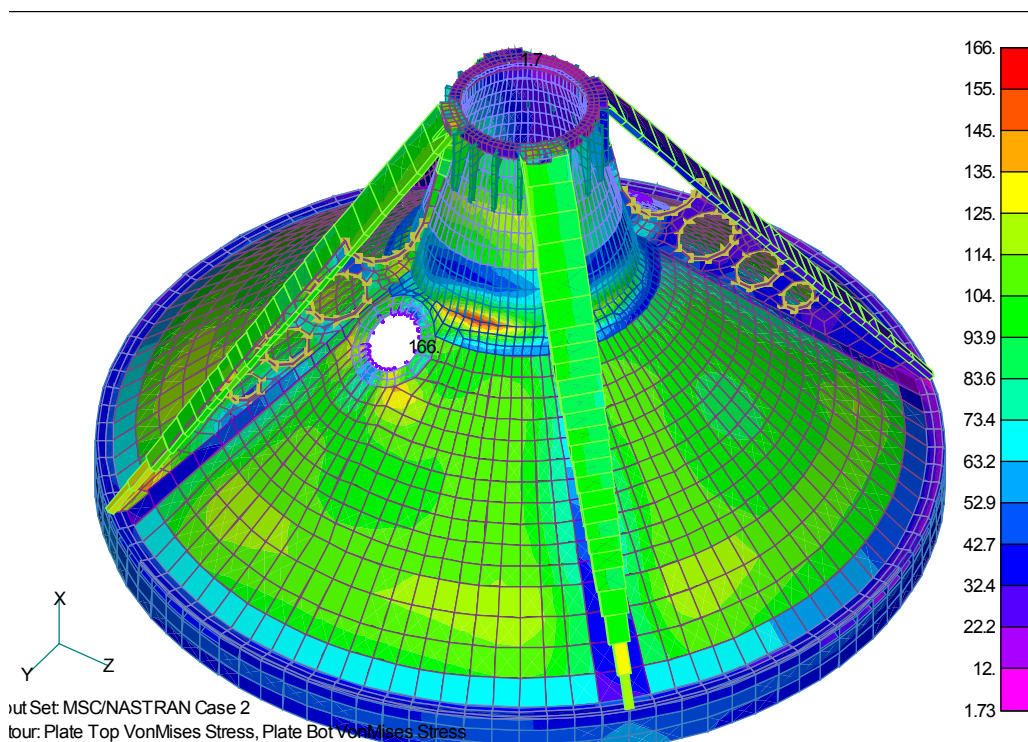


Рисунок 1.30 - Эквивалентные напряжения в коническом днище с пилоном ДУ.
Нагружение отклоненной тягой ДУ, при избыточном внутреннем давлении на днище

Первая собственная частота поперечных колебаний ДУ удовлетворяет заданному значению.

Сводка теоретических масс элементов конструкции конического днища и пилона с окончательным оптимизированным распределением материала приведена в таблице 1.3.

Таблица 1.3. Массовая сводка конструкции конического днища и пилона

	Элемент конструкции	Теоретическая масса (масса КЭ-модели), кг
1	Регулярная зона конического днища (7мм)	101,0
2	Усиление конического днища вблизи стенок больших ребер жесткости (10мм)	14,0
3	Окантовка трубы подачи горючего	2,1
4	Окантовка тоннельной трубы	10,8
5	Окантовка стыка конического днища с пилоном	10,8
6	Оболочка пилона	34,7
7	Малые ребра жесткости (16 шт.)	4,4
8	Стенки больших ребер жесткости (4 шт.)	13,4
9	Силовой пояс больших ребер жесткости (4 шт.)	45,7
10	Фланец ДУ	5,8
11	Распорный шпангоут между коническим днищем и цилиндрической обечайкой бака горючего	88,9
12	Сферическая часть днища внутри пилона	5,0
	ИТОГО	336,6

Приведенные теоретические массы не учитывают неизбежные конструктивно-технологические добавки.

Итоговая теоретическая масса конструкции превышает теоретическую массу, приведенную в таблице 1.2 (336,6кг против 303,5 кг), в основном, из-за изменения формы сечения распорного шпангоута, что привело к его утяжелению.

Таким образом, в результате конечно-элементного проектирования найдена силовая схема и распределение материала в силовой конструкции, удовлетворяющие проектным требованиям прочности и жесткости, имеющие минимальную теоретическую массу и доработанное для улучшения технологичности.

Эта информация должна быть воплощена конструкторами в КД конструкции.

2 Методические рекомендации по моделированию типовых конструкций ракетно-космической техники в среде программного продукта MD.Nastran

Важнейшим этапом конечно-элементных расчетов при проектировании силовых конструкций ракет-носителей, который определяет эффективность использования технологий автоматизированного проектирования на основе МКЭ, является этап разработки конечно-элементных моделей проектируемых конструкций.

Ракеты-носители (РН) – устройства для выведения определенной массы в космическое пространство.

В составе РН можно условно выделить головную часть, состоящую из головного обтекателя (ГО) и полезного груза (ПГ), переходные отсеки (ПХО) и ракетные части, состоящие из разгонных блоков (РБ) [6, 7].

Головной обтекатель защищает полезный груз от атмосферного воздействия на старте и от аэродинамического давления и нагрева при полете в плотных слоях атмосферы. После выхода за пределы атмосферы он сбрасывается за ненадобностью для уменьшения разгоняемой массы.

Полезные грузы, выводимые в космос, многообразны. Это - искусственные спутники Земли, автоматические межпланетные станции, космические корабли и др. Многообразие назначений ПГ определяет разнообразие их конструкций.

Переходный отсек соединяет головную часть – космический аппарат и головной обтекатель - с ракетной частью. Обычно одна ракетная часть служит для разгона разных космических аппаратов. При этом могут использоваться разные головные обтекатели. Этим определяется необходимость в определенной номенклатуре переходных отсеков. Конструктивно ПХО представляет собой сухой отсек, составляющий с последней ступенью ракеты единое целое и содержащий узлы стыковки полезного груза и головного обтекателя, которые позволяют в нужные моменты произвести сброс ПХО и отстыковку ПГ.

Разгонный блок представляет собой автономную часть ракеты, включающую в себя топливный отсек с топливом, двигательную установку, органы управления и ряд других систем бортового комплекса, обеспечивающих движение на определенном участке траектории выведения.

Конструктивные решения при проектировании определяются совокупностью требований, предъявляемых к конструкции. Основными требованиями для конструкций РКТ

являются минимальная масса, высокая технологичность, высокая надежность, минимальная стоимость.

Требование минимальной массы конструкции определяет выбор основного типа конструкций РКТ - класс тонкостенных конструкций.

При проектировании ракетно-технических конструкций применяются материалы с высокой удельной прочностью – (отношение предела прочности к плотности материала). Это также приводит к относительно малым размерам сечений силовых элементов конструкции. Например, на отдельные блоки РН могут действовать примерно следующие максимальные основные силовые факторы: продольная сжимающая сила - 1000КН, изгибающий момент – 1500КНм. Допустим, что диаметр этого блока РН – 2,7м. Представим силовую конструкцию ракеты в виде гладкой цилиндрической оболочки и определим, какую толщину в первом приближении должна иметь такая оболочка, воспринимающая такие воздействия.

Воспользуемся известной формулой для вычисления максимальных и минимальных напряжений при совместном действии осевой силы и изгибающего момента:

$$\sigma = N/F \pm M/W,$$

где N – осевая сила, M – изгибающий момент, $F = 2\pi R t$ – площадь сечения тонкостенной цилиндрической оболочки, $W = FR/2$ – момент сопротивления изгибу, R и t – радиус и толщина оболочки. Задавшись допускаемым напряжением 200МПа, что является реальным для алюминиевых сплавов применяемых в ракетостроении, получим толщину оболочки $t \approx 2$ мм. Это очень тонкостенная оболочка (отношение толщины оболочки к ее радиусу - 0,0015). Для наглядности можно представить оболочку в 100 раз уменьшенных размеров. Это будет трубка диаметром 27,0мм и толщиной стенки 0,02мм (примерно толщина шоколадной фольги). Такая трубка должна выдерживать уменьшенные в 100 раз сжимающую осевую силу - 100Н (вес ведра воды) и изгибающий момент - 1,5Нм (100Н на плече 15 мм). Очевидно, наша трубка такую нагрузку не выдержит, так как она сомнется при гораздо меньшей нагрузке.

Такое «смятие» тонких оболочек, пластинок и тонкостенных стержней при действии сжимающих сил называется потерей устойчивости. Этот простой пример иллюстрирует главную сложность проектирования тонкостенных конструкций – явление потери устойчивости, которое затрудняет эффективное использование высоких механических свойств применяемых конструкционных материалов

Явление потери устойчивости можно было бы преодолеть простым увеличением толщины силового элемента, до тех пор, пока он сможет выдержать требуемые нагрузки. Однако в случае оболочки, наиболее распространенной универсальной конструкции РКТ, для этого может потребоваться увеличение толщины, а, следовательно, и массы оболочки в

несколько, а то и десятки раз. Однако существуют более рациональные способы борьбы с потерей устойчивости тонкостенных оболочек.

2.1 Каркасированные оболочки

Тонкие оболочки (обшивка) при осевом сжатии и изгибе обычно теряют устойчивость с утратой круговой формы поперечного сечения оболочки как показано на рисунке 2.1. Для поддержания исходной формы поперечного сечения оболочки обшивку подкрепляют регулярно расположенными поперечными кольцами, называемыми рядовыми шпангоутами. Рядовые шпангоуты должны иметь значительную изгибную жесткость притом, что величина площади поперечного сечения шпангоута не важна. Поэтому рядовые шпангоуты обычно выполняются с тонкостенным поперечным сечением в виде двутавра, швеллера и тому подобных сечений. В некоторых случаях шпангоуты воспринимают специальные силы, например, совместно с обшивкой воспринимают внутреннее давление в баковых отсеках, сосредоточенные силы от креплений, распорные и стыковочные силы. Такие шпангоуты называются силовыми.

В некоторых случаях установка шпангоутов полностью решает проблему устойчивости конструкции. Это характерно для баковых отсеков, которые имеют довольно большую толщину оболочки, чтобы противостоять внутрибаковому давлению. Для тонкой оболочки возможна потеря устойчивости полос обшивки между шпангоутами, как показано на рисунке 2.2. В этом случае устанавливают продольные элементы, называемые стрингерами. Стрингер представляет собой многоопорный брус, опирающийся на шпангоуты. Чтобы стрингер мог воспринимать сжимающие силы, в свою очередь не теряя устойчивости, ему придают форму, имеющую значительную изгибную жесткость, в виде прессованного или гнутого профиля открытого или замкнутого поперечного сечения. Способствует сохранению устойчивости уменьшение длины пролета стрингера, то есть шага шпангоутов. Стрингерный набор дублирует работу обшивки на осевую силу и изгиб оболочки. Поэтому постановка стрингеров позволяет уменьшить толщину обшивки. Форма потери устойчивости клетки обшивки, подкрепленной шпангоутами и стрингерами, показана на рисунке 2.3.

Шаг стрингеров и шпангоутов, размеры сечений стрингеров и шпангоутов, толщина обшивки являются проектными параметрами для каркасированных оболочек. Конкретные значения этих параметров определяют массу конструкции и поэтому целесообразно формулировать задачу оптимизации для минимизации массы конструкции.

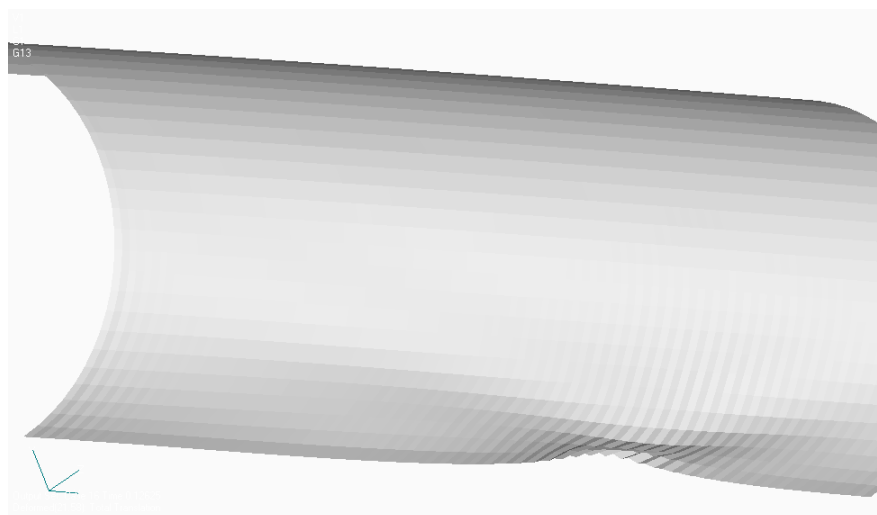


Рисунок 2.1 - Форма потери устойчивости гладкой оболочки. Показана половина оболочки

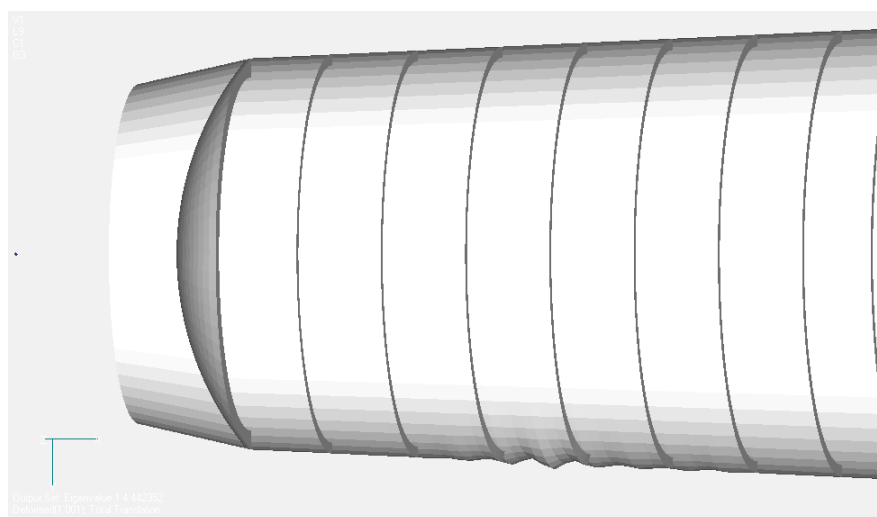


Рисунок 2.2 - Форма потери устойчивости оболочки, подкрепленной только шпангоутами

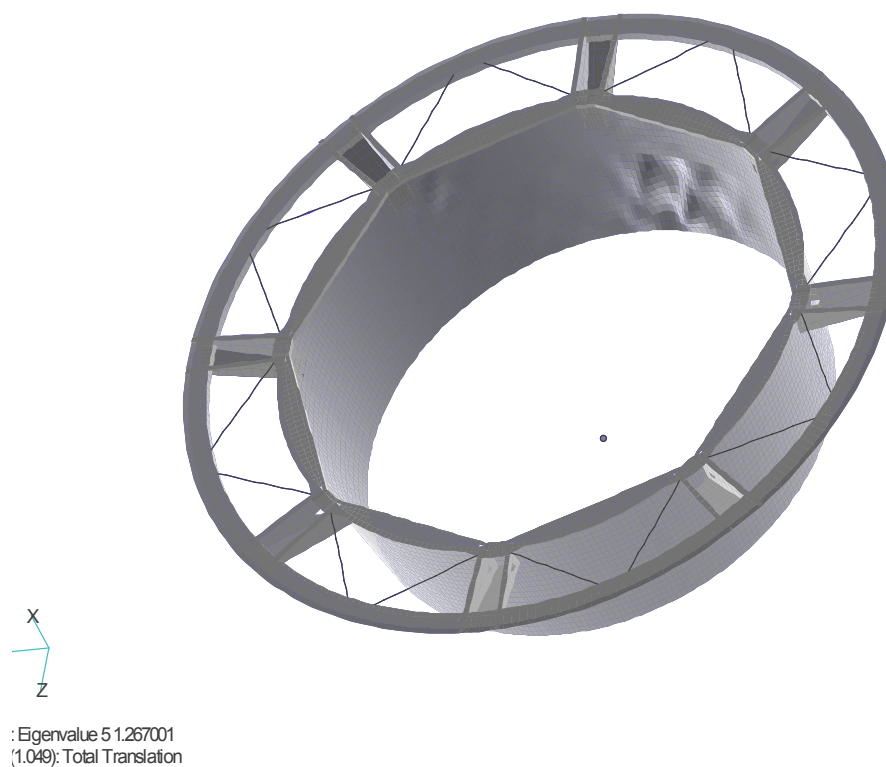


Рисунок 2.3 - Форма потери устойчивости конструкции переходного отсека в клетках обшивки, подкрепленной шпангоутами и стрингерами

Моделирование каркасированных оболочек многообразно и зависит от целей расчетов. Примеры конечно-элементных моделей приведены на рисунках 2.4 - 2.6.

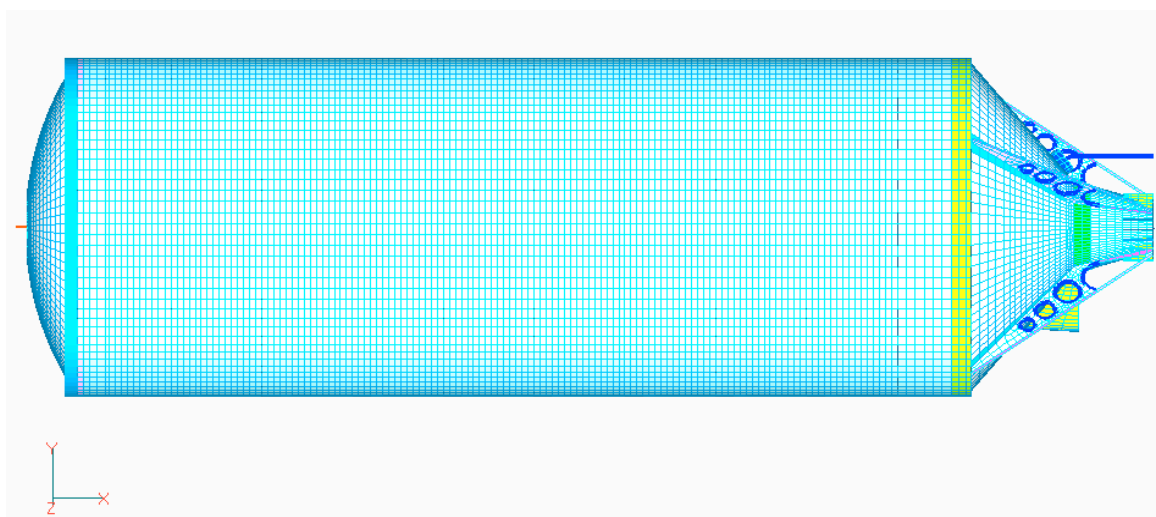


Рисунок 2.4 - КЭ-модель топливного бака РН

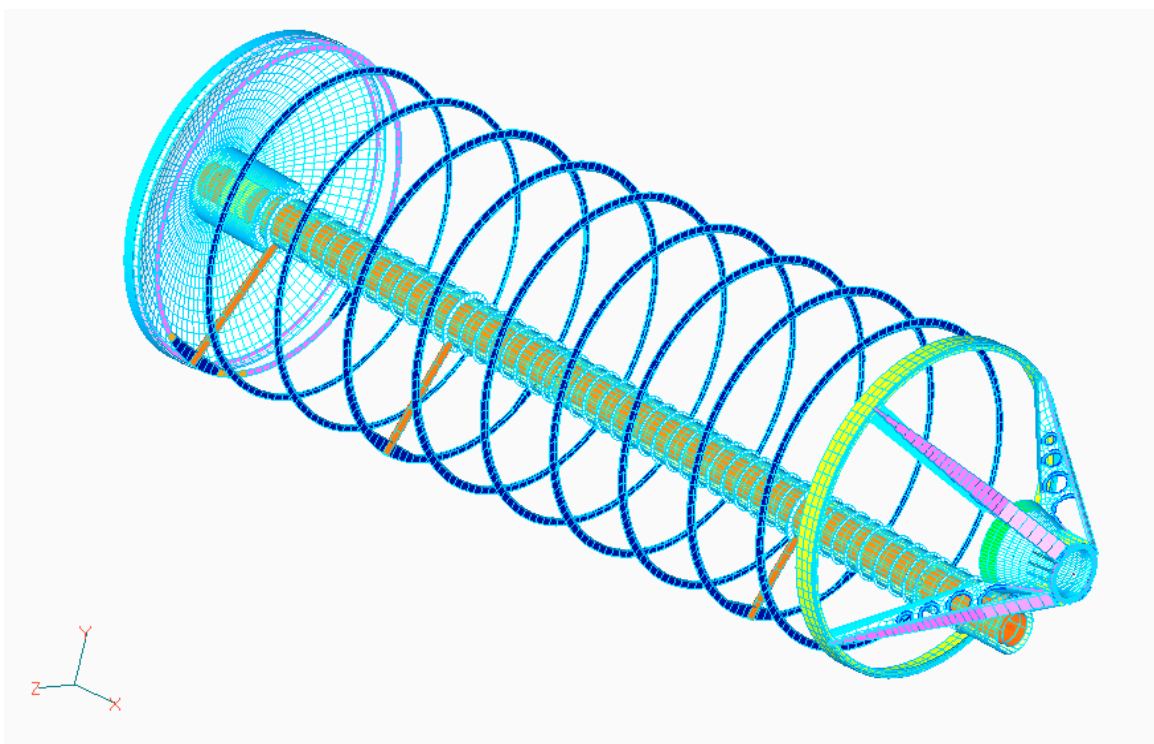


Рисунок 2.5 - КЭ-модель каркаса топливного бака РН

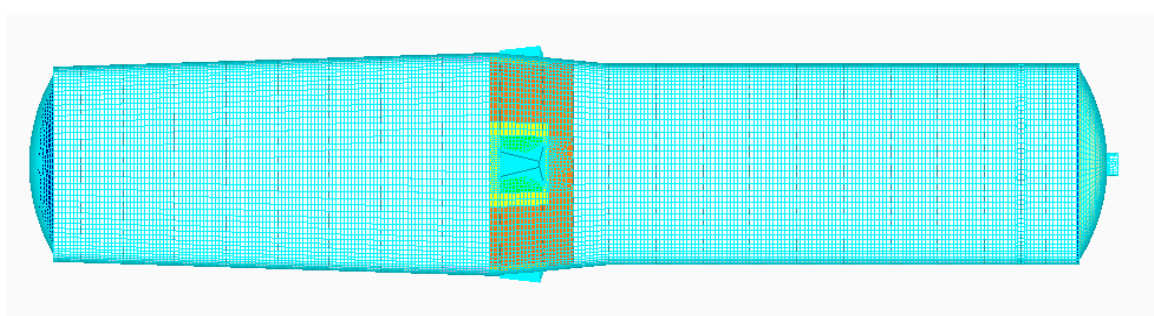


Рисунок 2.6 - КЭ-модель каркасирующей оболочки

2.2 Вафельные оболочки

Под вафельными оболочками понимают оболочки с часто расположенными подкрепляющими ребрами, изготовленными заодно с обшивкой. Ребра располагаются по двум или трем направлениям. Например, продольно-кольцевой набор ребер содержит два направления по продольному и окружному направлениям, образующие прямоугольные клетки. Перекрестный набор содержит направления, расположенные под углом 45° к образующей, которые образуют ромбы с длинной диагональю по продольному направлению. Перекрестно-кольцевой набор имеет перекрестные ребра, расположенные под углом 30° к образующей.

Вафельную оболочку можно охарактеризовать как способ перехода от тонкостенных конструкций к толстостенным, хотя, с другой стороны, они напоминают каркасированные

оболочки, особенно при продольном и окружном расположении ребер. Более мелкий шаг подкрепляющего набора в вафельных конструкциях обеспечивает высокий уровень критических напряжений общей потери устойчивости.

Вафельные оболочки изготавливаются штамповкой, химическим травлением, фрезерованием.

Подбирая высоту и шаг ребер, толщину полотна обшивки можно добиться прочной и устойчивой конструкции с малой массой.

На рисунке 2.7 приведен фрагмент вафельной оболочки отсека космического аппарата.

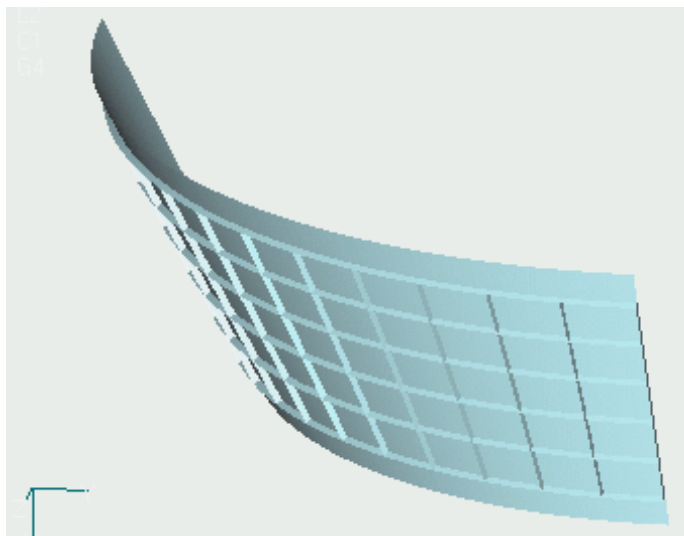


Рисунок 2.7 - Фрагмент вафельной оболочки отсека космического аппарата

2.2.1 Моделирование вафельных оболочек

Моделируемая вафельная оболочка изготавливается следующим образом. Из части толщины плиты выфрезеровываются ребра жесткости. Остальная часть плиты образует обшивку. Обшивка и ребра жесткости воспринимают растяжение и сжатие, и изгиб из плоскости оболочки. Сдвиг в плоскости оболочки воспринимается обшивкой. Ребра служат для увеличения изгибной жесткости оболочки. По конфигурации силовых элементов эти оболочки напоминают стрингерные, однако, ребра стоят чаще, чем стрингеры и шпангоуты, а их поперечное сечение, как правило, меньше. Вследствие этого трудно заранее сказать какая форма потери устойчивости произойдет первой общая или местная.

Основными случаями разрушения стрингерных отсеков являются:

- Напряжения в обшивке или в ребрах жесткости превышают допустимые значения;
- Общая потеря устойчивости оболочки – длина волн формы потери устойчивости много больше шага между ребрами;

- Местная потеря устойчивости – теряет устойчивость сжатое ребро жесткости на участке между соседними пересечениями с другими ребрами.

Способы конечно-элементного моделирования вафельных оболочек

Способ 1

Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки.

Ребра жесткости «размазаны» по обшивке.

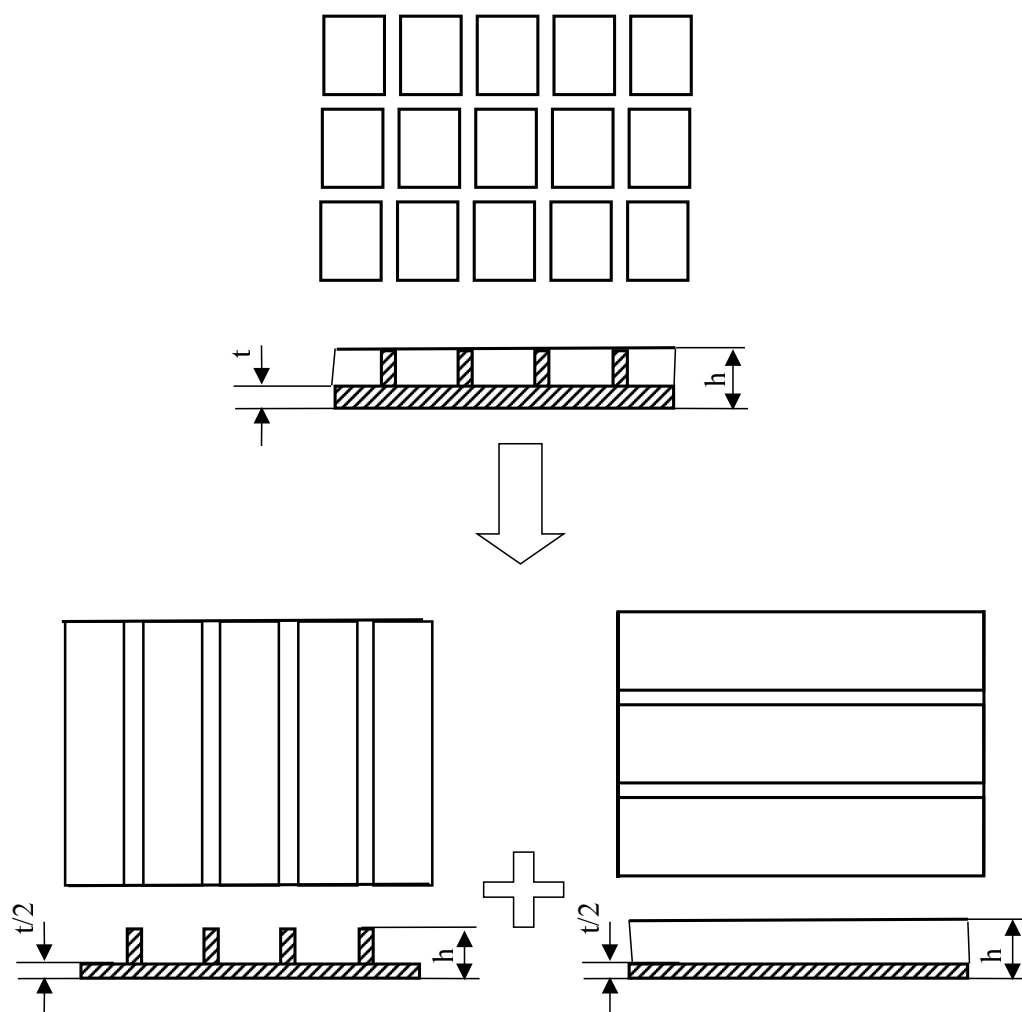
Все как для аналогичного способа моделирования стрингерных отсеков.

Линейный статический анализ находит перемещения точек оболочки. Анализ начальной устойчивости находит коэффициент критической нагрузки общей потери устойчивости.

Способ 2

Обшивка и ребра жесткости моделируется разными слоями элемента многослойной оболочки Laminate. Оболочка моделируется двумя совпадающими сетками элементов Laminate имеющих одни и те же узлы. Один из совпадающих элементов содержит половину обшивки (1-ый слой) и ребра в одном направлении (2-ой слой), а другой элемент содержит другую половину обшивки (1-ый слой) и ребра во втором направлении (2-ой слой) как показано на рисунке 2.8.

Линейный статический анализ находит перемещения точек оболочки и напряжения на середине толщины обшивки и на середине толщины ребер жесткости. Анализ начальной устойчивости находит коэффициент критической нагрузки общей потери устойчивости.



**Рисунок 2.8 - Моделирование вафельной оболочки КЭ многослойной оболочки
Laminate**

Способ 3

Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки.

Ребра жесткости тоже моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки. КЭ-сетка и на обшивке и на ребрах подробная. Количество КЭ по высоте и длине ребра жесткости должно быть достаточным для моделирования потери устойчивости ребра.

Обычно этим способом моделируется только небольшая часть оболочки (иногда один квадрат) с целью нахождения коэффициента критической нагрузки местной потери устойчивости и расчета жесткости вафельной оболочки на подробной модели. Зная критическую нагрузку местной потери устойчивости можно по уровню напряжений, полученных первыми двумя способами для всей оболочки, сказать, будет ли иметь место местная потеря устойчивости.

Линейный статический анализ находит подробную картину перемещений точек оболочки и напряжений для обшивки и ребер жесткости. Анализ начальной устойчивости определяет коэффициент критической нагрузки местной потери устойчивости ребра жесткости.

2.3 Трехслойные оболочки

Принципиально другой подход к повышению эффективности использования материала сечения, в отличие от тонкостенных каркасированных оболочек, реализуется в идее трехслойных оболочек. Если полученную по условию прочности обшивку оболочки толщиной 2 мм, разделить на две оболочки толщиной по 1 мм (несущие слои), а между ними поместить относительно толстый наполнитель из легкого материала и все это склеить в один пакет (сэндвич), в результате получится легкая толстая оболочка с многократно увеличенной изгибной жесткостью по сравнению с однослойной оболочкой.

Применение трехслойных конструкций решают проблему тонкостенных конструкций, тем, что они перестают быть тонкостенными оставаясь легкими. Толщину наполнителя можно подобрать так, чтобы оболочка вообще не теряла устойчивость при нагружении сжатием и изгибом.

Несущие слои трехслойной оболочки могут быть металлическими или из высокопрочных композиционных материалов, например, из углепластика. В качестве наполнителя может использоваться как металл в виде сот, так и пеноматериалы.

Трехслойные конструкции при относительно малой массе имеют большую жесткость и высокие критические напряжения потери устойчивости.

2.3.1 Моделирование трехслойных оболочек

Моделируемая трехслойная оболочка состоит из двух несущих слоев и наполнителя. Несущие слои представляют собой тонкие либо металлические, либо композитные оболочки, а наполнитель расположенный между ними – пенопласт или соты. Наполнитель служит для того, чтобы зафиксировать несущие слои на заданном расстоянии друг от друга и воспринимает сдвиг из плоскости оболочки. Несущие слои воспринимают растягивающую и сжимающую нагрузку, сдвиг в плоскости оболочки и изгиб из плоскости оболочки как показано на рисунке 2.9.

Основными случаями разрушения стрингерных отсеков являются:

- Напряжения в несущих слоях превышают допустимые значения;
- Общая потеря устойчивости оболочки;
- Смятие наполнителя.

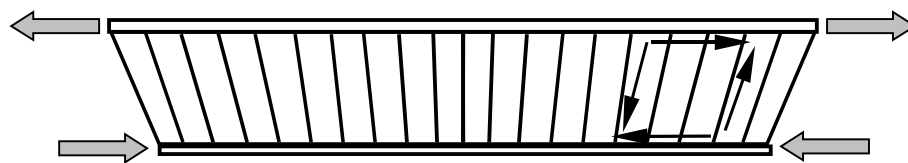


Рисунок 2.9 - Работа трехслойной оболочки на изгиб

Способы конечно-элементного моделирования трехслойных оболочек.

Способ 1

- Несущие слои моделируются КЭ тонкой изгибной оболочки или элементами многослойной оболочки Laminate;
- Заполнитель моделируется объемными КЭ (один элемент на толщину заполнителя).

Если заполнитель изготовлен из пенопласта, то материал заполнителя изотропный с характеристиками пенопласта. Если заполнитель изготовлен из сот, то материал заполнителя ортотропный, моделирующий жесткость сот. Характеристики этого материала задаются следующим образом. Предположим, что соты изготовлены из фольги из изотропного материала с модулем упругости E_{al} и модулем сдвига G_{al} . Нужно подобрать характеристики материала заполняющего весь объем между несущими слоями и создающего жесткость такую же, как соты. Значения упругих характеристик следующие: $E_z = k_{зап} E_{al}$; $E_x = E_y = E_z/M$; $G_{xy} = E_z/M$; $G_{yz} = G_{al} \delta n_y/l_y$; $G_{zx} = G_{al} \delta n_x/l_x$,

где x и y оси в плоскости оболочки; z ось перпендикулярная оболочке; M – коэффициент определяющий во сколько раз пренебрежимо малые жесткости меньше E_z ($M 100 \div 1000$); δ – толщина фольги; n_x и n_y – количество листов фольги на единице ширины сечения сот перпендикулярного осям x и y соответственно; l_x и l_y длина пути, который по фольге должна пройти перерезывающая сила на единичной длине образца вдоль осей x и y соответственно (см. рисунок 2.10); $k_{зап}$ – коэффициент объемного заполнения сот (может быть получен отношением массы равных объемов сот и сплошного материала, из которого соты изготовлены).

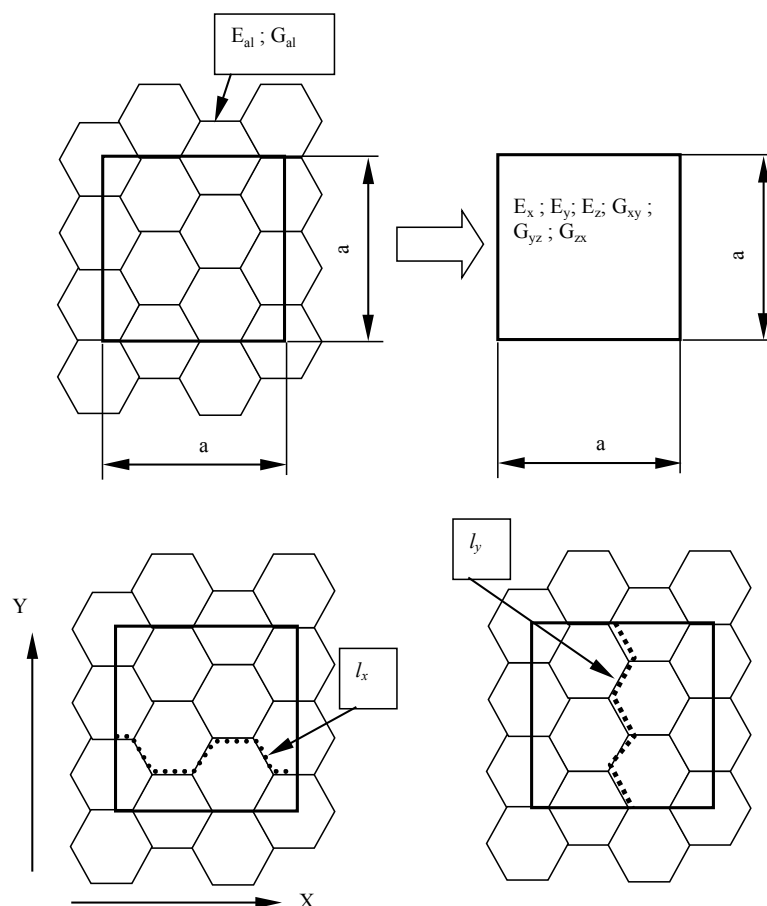


Рисунок 2.10 - Моделирование упругих свойств сотового заполнителя

При таком способе моделирования с помощью линейного статического анализа получаем перемещения и напряжения, действующие в компонентах оболочки. Расчет на начальную устойчивость дает значение коэффициента критической нагрузки потери устойчивости оболочки. Достоинство этого способа – наглядность отображения результатов. Можно отметить два недостатка этого способа моделирования: большое количество узлов (в 2 раза больше чем на обычной оболочечной сетке) и необходимость в местах прикрепления трехслойной оболочки к конструкциям других типов обеспечить включение в силовую работу обеих несущих слоев трехслойной оболочки.

Способ 2

- Несущие слои моделируются КЭ тонкой изгибной оболочки. Оба несущих слоя моделируются одной сеткой оболочечных КЭ с толщиной равной сумме толщин обоих несущих слоев;
- Заполнитель не моделируется. Дополнительная изгибная жесткость, обусловленная заполнителем, учитывается с помощью свойства “ $12I/t^3$ ”.

Линейный статический расчет позволяет найти перемещения точек оболочки. Напряжения в несущих слоях и заполнителе получены не будут, поскольку нет отдельных

элементов моделирующих эти компоненты оболочки. Анализ начальной устойчивости позволяет найти значение коэффициента критической нагрузки потери устойчивости оболочки.

Достоинство этого метода – простота модели. Применение то же что и для способа 3 для стрингерных оболочек.

Способ 3

Несущие слои и наполнитель моделируются разными слоями элемента многослойной оболочки Laminate.

При таком способе моделирования с помощью линейного статического анализа получаем перемещения и напряжения, действующие в компонентах оболочки. Расчет на начальную устойчивость дает значение коэффициента критической нагрузки потери устойчивости оболочки.

Достоинство этого метода – простота модели, а также то, что результаты для несущих слоев из ортотропных материалов выдаются по главным направлениям ортотропии (например, для углепластика напряжение по X будет напряжением вдоль угольных волокон, а напряжение по Y - поперек волокон).

2.4 Ферменные и рамные конструкции

Ферменные и рамные конструкции широко применяются в РКТ. Они относительно легки, достаточно просты в изготовлении, удобны в эксплуатации.

Фермы представляют собой пространственные конструкции из прямолинейных стержней, связанных в узлах сварными, болтовыми и клепаными соединениями. Соединения стержней в ферменной конструкции считаются шарнирными. Поэтому при соединении стержней между собой оси стержней должны сходиться в одной точке. Стержни выполняются, как правило, из труб, а также из прессованных профилей и воспринимают осевые усилия.

Рамные конструкции применяются для крепления грузов в герметичных контейнерах и оборудования в приборных отсеках, а также для крепления двигателей и передачи сосредоточенных нагрузок от двигателей на корпус ракетного блока. Элементы рамных конструкций воспринимают осевые, перерезывающие силы и изгибающие моменты. Особое внимание в рамных конструкциях уделяется соединению рамных элементов между собой. Задача состоит в том, чтобы уменьшить передачу на элемент изгибающих моментов. Характер заделки концов рамных элементов существенно влияет на величину критических напряжений потери устойчивости.

На рисунках 2.11 - 2.13 показаны стержневые конструкции изделий РКТ.

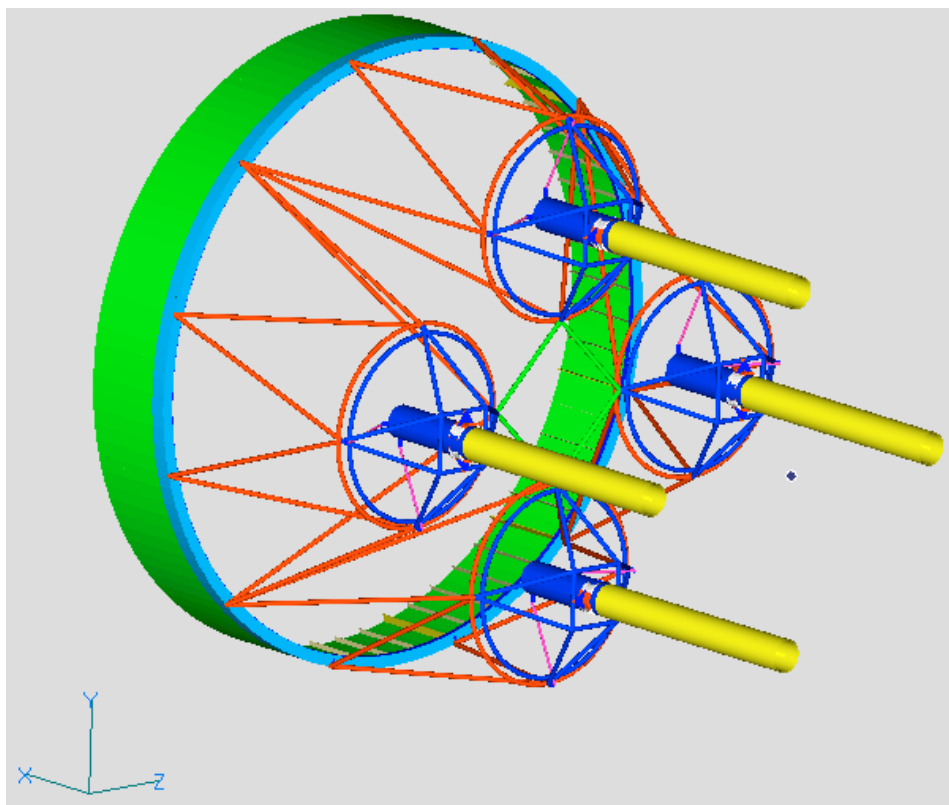


Рисунок 2.11 - Ферменная конструкция крепления двигателя

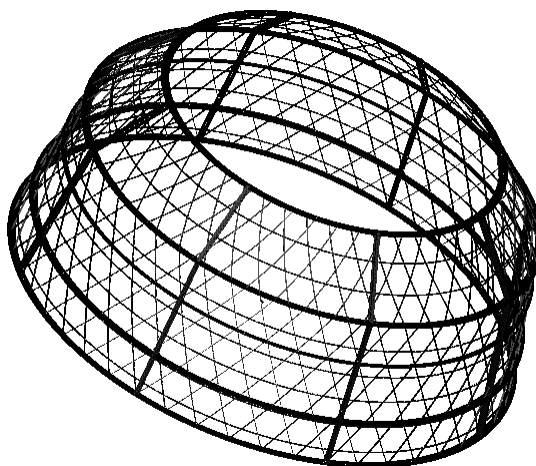


Рисунок 2.12 - Ферменная несущая конструкция разгонного блока РН

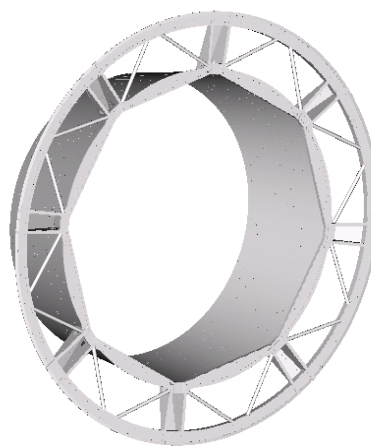


Рисунок 2.13 - Конструкция переходного отсека РН с элементами рамной и ферменной конструкций

2.4.1 Моделирование ферменных конструкций

Ферменные конструкции состоят из стержней работающих на растяжение и сжатие. Так работают стержни, образующие геометрически неизменяемую систему и присоединенные друг к другу через шарниры (чтобы стержни не нагружали друг друга моментами). Для многих ферм справедливо то, что если в ферме шарниры заменить соединением стержней по всем степеням свободы, то большая часть нагрузки будет восприниматься рамой посредством растяжения или сжатия ее балок, а изгибы, которыми балки нагружают друг друга, будут незначительны и не вызовут больших напряжений. Такую раму, работающую подобно ферме, можно моделировать как ферму. С другой стороны, можно представить такую геометрически неизменяемую систему стержней соединенных шарнирами, жесткость которой будет определяться не жесткостями стержней на растяжение – сжатие, а изгибными жесткостями стержней. Пример такой конструкции показан на рисунке 2.14. Такие конструкции являются рамами, и моделироваться должны соответственно. Роль стержней в конструкциях могут также играть тросы, установленные с натяжением.

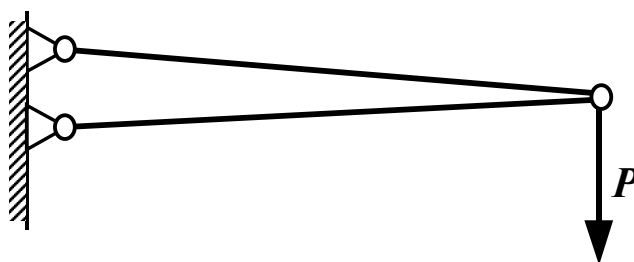


Рисунок 2.14 - Пример рамы, которая топологически похожа на ферму

Ферменные конструкции разрушаются обычно по двум причинам: напряжения в стержне превышают максимально допустимые значения; сжатый стержень теряет устойчивость. Следовательно, желательно чтобы модель позволяла рассчитывать напряженно-деформированное состояние фермы и потерю устойчивости стержней фермы.

Метод моделирования стержневыми элементами

Стержни фермы моделируются стержневыми элементами. В системе MSC.Nastran это конечный элемент CROD. Для того чтобы конечно-элементная модель была геометрически неизменяема, каждый стержень должен разбиваться на один конечный элемент. Достоинством этого метода является малое количество степеней свободы в модели. Этот метод позволяет определять напряжения в стержнях фермы и деформации конструкции (линейный статический анализ), однако определить критическую нагрузку потери устойчивости стержней фермы на такой модели невозможно.

Метод моделирования балочными элементами

Стержни фермы моделируются балочными элементами. В системе MSC.Nastran это конечные элементы CBAR, CBEAM и некоторые другие. Этот метод позволяет определять напряжения в стержнях фермы и деформации конструкции (линейный статический анализ). Если разбить стержни фермы на достаточное количество конечных элементов для описания формы потери устойчивости (например, 10 элементов на стержень), то, возможно, определить критическую нагрузку потери устойчивости с помощью анализа начальной устойчивости (Buckling).

2.4.2 Моделирование рамных конструкций

Рамные конструкции состоят из балок, работающих на растяжение, сжатие, сдвиг, изгиб и кручение. Соединения балок могут представлять собой соединения по всем степеням свободы или любое сочетание шарниров и ползунов.

Метод моделирования балочными элементами.

В системе MSC.Nastran это конечные элементы CBAR, CBEAM и некоторые другие. Организация шарниров и ползунов в соединениях балок друг с другом может осуществляться двумя способами:

- С помощью граничных условий абсолютно-жесткого тела (в системе MSC.Nastran RBE2) связывающих соединяемые концы балок. У зависимого узла RBE2 к абсолютно жесткому телу присоединяются только те степени свободы, по которым балки должны быть связаны;
- В балочных элементах может задаваться, что некоторые степени свободы узлов не присоединены к остальной конструкции. Это соответствует решению

дифференциальных уравнений балочной теории не в граничных условиях заделки с обоих концов как происходит в балочном элементе по умолчанию, а с некоторыми освобожденными степенями свободы. В системе MSC.Nastran это достигается с помощью механизма Releases балочных элементов.

Этот метод позволяет определять напряжения в стержнях рамы и деформации конструкции (линейный статический анализ). Если разбить стержни фермы на достаточное количество конечных элементов для описания формы потери устойчивости (например, 10 элементов на стержень), то, возможно, определить критическую нагрузку потери устойчивости с помощью анализа начальной устойчивости (Buckling).

При моделировании рам этим способом необходимо уделить особое внимание способу соединения балок между собой. Если балки соединяются с помощью специальных фитингов, то это соединение можно считать абсолютно жестким. Если же соединение балок, например сварное и балки при таком соединении под нагрузкой могут деформировать сечения друг друга, то необходимо исследовать вопрос о том является ли такое соединение жестким или это, например упругий шарнир. Если справедливо второе, то необходимо в соединение между балками вставить элементы, моделирующие дополнительную податливость обусловленную местными деформациями балочных сечений. В системе MSC.Nastran это могут быть точечные элементы DOF Spring. Такое исследование можно провести на конечно-элементной модели созданной по способу, который описывается ниже.

Метод моделирования с помощью оболочечных элементов

Если рама состоит из балок с развитым поперечным сечением, составленным из тонкостенных оболочек, то гипотеза о неизменности поперечного сечения этих балок при деформации и гипотеза о том, что при изгибе и кручении поперечное сечение балок остается плоским могут стать неверными. Строго говоря, конструкция, составленная из таких балок, может быть названа рамой только условно. Однако поскольку вопрос о том может ли считаться конкретная конструкция рамой может быть решен только после анализа ее работы, например на конечно-элементной модели, то опишем способ моделирования таких конструкций в этом разделе. Такую раму предлагается моделировать сеткой из оболочечных элементов, описывающих геометрию полков сечения балки. Полки с наибольшей шириной следует разбивать на несколько (4-5 элементов) по ширине, для того чтобы искажение формы поперечного сечения, могло быть реализовано конечно-элементной моделью. Данная модель позволяет подробно находить напряжения в стержнях рамы и деформации конструкции (линейный статический анализ). Кроме того, на такой модель может быть найдена как местная, так и общая потери устойчивости балок рамы.

Последнему методу может быть отдано предпочтение, по причине необходимости подробно исследовать работу данной конкретной рамы. Например, при расчете грузового автомобиля его несущая рама в значительной мере определяет его силовую работу, и моделировать ее приближенно было бы неосторожным. Кроме того, последний способ моделирования позволяет более детально, чем при моделировании балочными элементами моделировать соединение рамы и остальной конструкции.

2.5 Конструкции топливных баков

Топливные отсеки предназначены для размещения рабочих запасов окислителя и горючего. Конструкции баков характеризуются большим разнообразием форм и размеров.

Конструкции топливных баков могут быть несущими и подвесными. Топливные баки считаются несущими, когда корпус бака одновременно является корпусом отсека РН и воспринимает как давление наддува и инерционную нагрузку со стороны топлива, так и аэродинамические силы и внешние инерционные нагрузки. Подвесные топливные баки, характеризуются разделением функций бака и корпуса топливного отсека по восприятию действующих нагрузок.

В зависимости от конструктивного исполнения различают гладкие и подкрепленные баки.

Основным силовым элементом гладкого бака является оболочка, воспринимающая все внешние усилия, давление наддува и гидростатическое давление. Гладкими оболочками делают баки, в которых преобладают растягивающие нагрузки.

Баки, испытывающие сжимающие нагрузки, имеют конструкции подкрепленных оболочек. В конструктивно-силовую схему баков входят обечайка, днища, поперечные подкрепляющие элементы (шпангоуты), узлы крепления. Если напряженное состояние бака требует подкрепления оболочки продольно-поперечным силовым набором, конструкция баков чаще всего выполняется вафельной.

На рисунках 2.15 и 2.16 показаны конструкции несущего и ненесущего баков РН

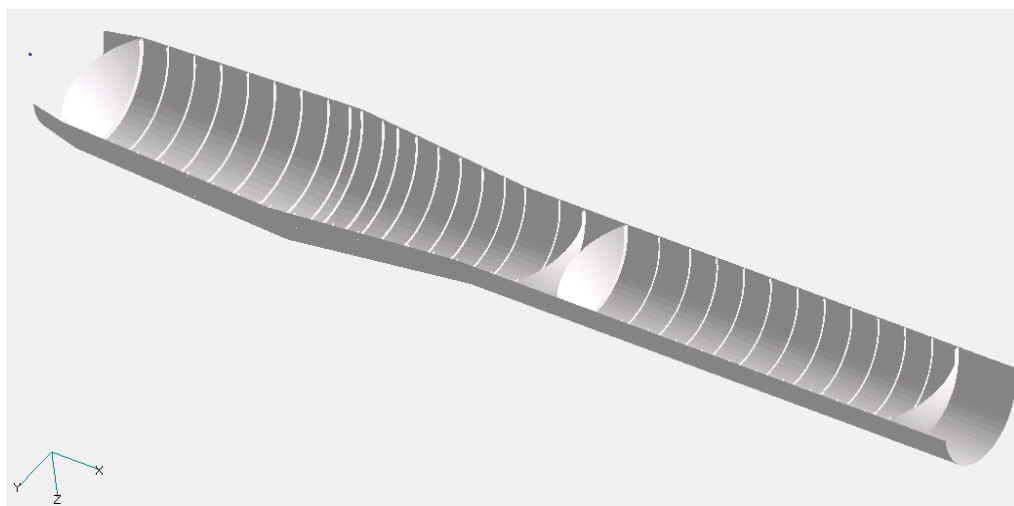


Рисунок 2.15 - Несущие топливные баки первой ступени РН

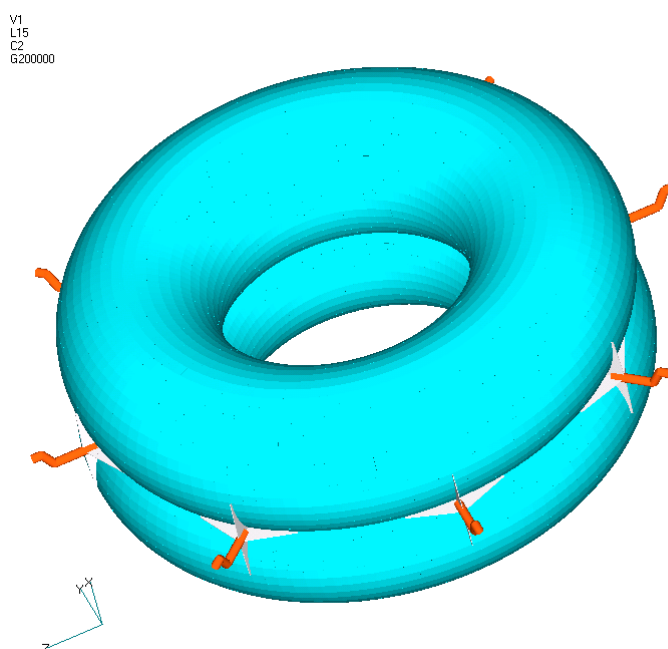


Рисунок 2.16 - Ненесущий топливный бак разгонного блока РН

Моделирование баков многообразно, зависит от целей расчетов и степени подробности моделирования. Пример КЭ-модели топливного бака приведен на рисунках 2.17 – 2.18.

L1
C1

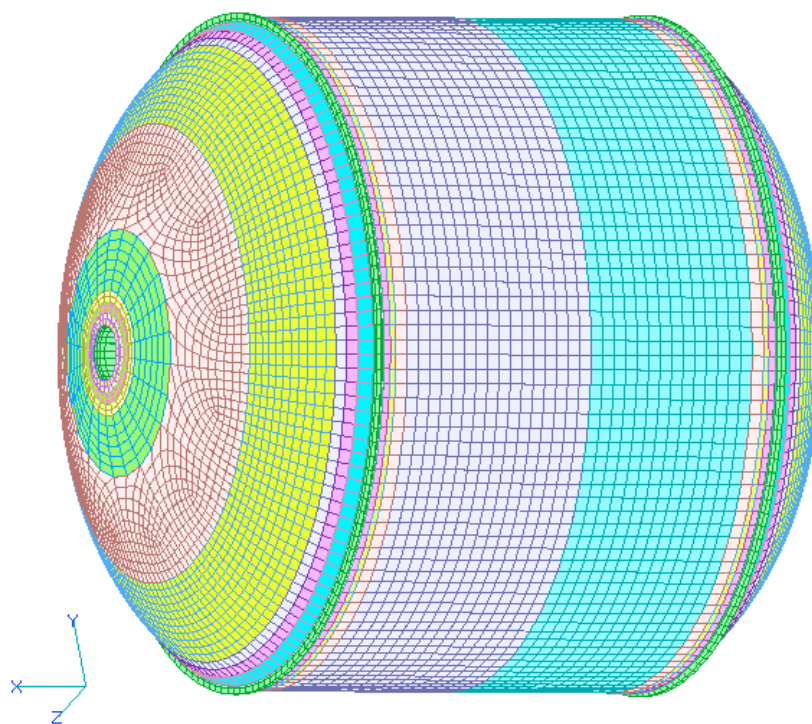


Рисунок 2.17. КЭ-модель топливного бака РН

V1
G30

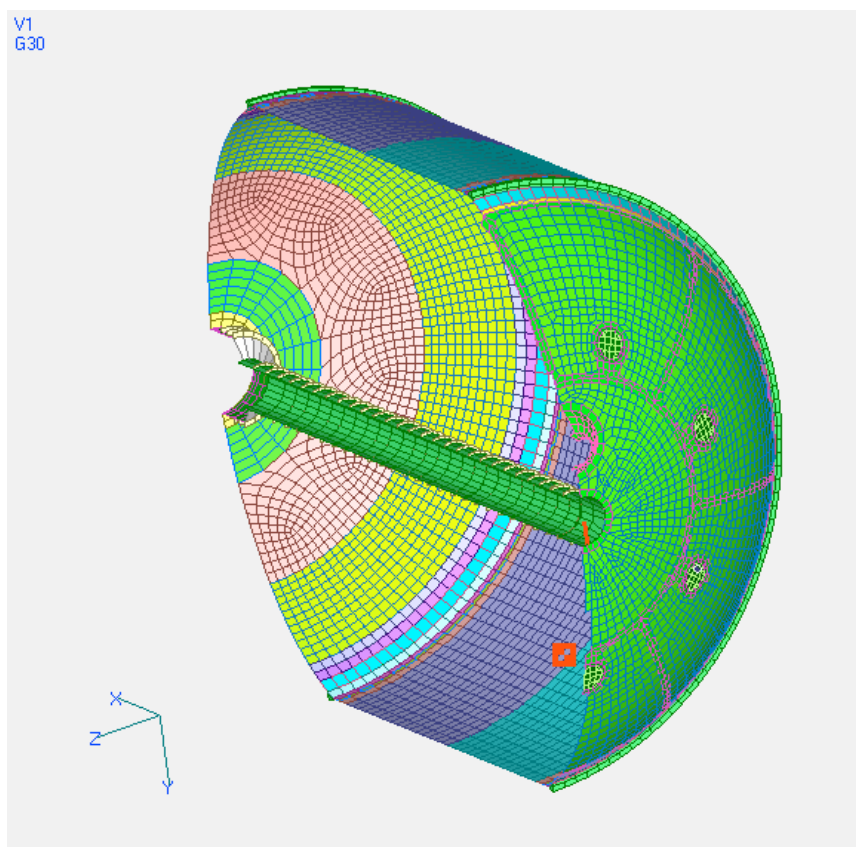


Рисунок 2.18. КЭ-модель топливного бака РН в разрезе

2.6 Стрингерные отсеки

Стрингерные отсеки состоят из обшивки стрингеров и шпангоутов. Шпангоуты служат для поддержания формы отсека. Стрингеры воспринимают нагрузку в продольном направлении, а также повышают местную изгибную жесткость оболочки в продольном направлении. Обшивка до потери устойчивости воспринимает продольную нагрузку и сдвиг в плоскости оболочки. Ни один элемент кроме обшивки в этой конструкции не воспринимает сдвиговую нагрузку и по этому можно считать, что работа на сдвиг в плоскости оболочки это основная функция обшивки. После потери устойчивости продольную нагрузку продолжает воспринимать только небольшая часть обшивки, прилегающая к силовому набору. Эту часть часто называют присоединенной обшивкой и при расчете ее площадь поперечного сечения добавляют к площади поперечного сечения силовому набору. Сдвиг в плоскости оболочки после потери устойчивости продолжает воспринимать вся обшивка.

Основными случаями разрушения стрингерных отсеков являются:

- Потеря устойчивости силового набора (общая потеря устойчивости);
- Потеря устойчивости обшивки (местная форма потери устойчивости). Этот случай принимается в качестве случая разрушения только для некоторых видов конструкций, для которых по каким то причинам не допускается, чтобы во время эксплуатации имели место прохлопывания обшивки. Такой ситуацией, например, является заправка ракеты топливом на стартовой позиции, когда персонал может принять звук вызванный потерей устойчивости обшивки за нештатную ситуацию опасную для жизни.

Напряжения в элементах конструкции превышают допустимые значения.

2.6.1 Моделирование стрингерных отсеков

Способ 1

- Обшивка моделируется конечными элементами (КЭ) тонкой изгибной оболочки;
- Стрингеры и шпангоуты моделируются балочными КЭ.

Этот метод позволяет получить с помощью линейного статического анализа правильные перемещения и напряжения в элементах конструкции только для докритических нагрузок. Поскольку для большинства стрингерных отсеков потеря устойчивости обшивки не означает потери несущей способности то желательно знать напряжения, действующие в элементах конструкции после потери устойчивости обшивки. При рассматриваемом способе моделирования эти напряжения можно найти только с помощью нелинейного статического анализа, что на порядок увеличивает вычислительные затраты и требует высокой квалификации расчетчика в связи с трудностями настройки итерационного нелинейного процесса. При этом

способе моделирования с помощью анализа начальной устойчивости (buckling) может быть найдено значение коэффициента критической нагрузки только для потери устойчивости обшивки, что для большинства стрингерных оболочек не интересно. Коэффициент критической нагрузки потери устойчивости силового набора может быть найден опять же только в нелинейном статическом анализе.

Способ 2

- Обшивка моделируется КЭ сдвиговая обшивка (shear plate);
- Стрингеры и шпангоуты моделируются балочными КЭ.

Этот метод моделирования позволяет с помощью линейного статического анализа получить перемещения и напряжения при потерявшей устойчивость обшивке. Анализ начальной устойчивости позволит найти коэффициент критической нагрузки общей потери устойчивости.

Главной идеей этого способа моделирования является то, что, мы считаем, что вся обшивка потеряла устойчивость. Потерявшая устойчивость обшивка всегда работает на сдвиг в своей плоскости. Работает ли обшивка на растяжение и сжатие в продольном и окружном направлении сказать с уверенностью нельзя, потому что при потере устойчивости обшивка продолжает работать только в растянутом направлении, а какое направление растянуто, и есть ли вообще такое направление, зависит от нагружения конкретного участка обшивки. Поэтому делается допущение, что ни в продольном, ни в окружном направлениях обшивка на растяжение и сжатие не работает. Это занижает жесткость отсека и завышает напряжения в силовом наборе.

КЭ сдвиговая обшивка создают жесткости не для всех степеней свободы присоединенных к нему узлов. Поэтому если кроме этого элемента узлы между собой ничего не связывают, то матрица жесткости получается линейнозависимая (механизм). Поэтому эти элементы должны быть обязательно подкреплены другими элементами, которые создадут недостающие жесткости (например, балочными). Если в качестве подкрепления использовать элементы, моделирующие силовой набор, то получится грубая КЭ сетка, в которой обшивка между соседними стрингерами и шпангоутами моделируется одним КЭ сдвиговой обшивки. Таким образом, при этом способе моделирования получаем грубую КЭ сетку. Если оболочка крупногабаритная с большим числом часто установленных стрингеров и шпангоутов, то форма потери устойчивости силового набора будет представлять собой волны длиной в несколько расстояний между соседними стрингерами и шпангоутами. Для моделирования отображения подобных форм потери устойчивости такая грубая КЭ сетка вполне подходит. Примером таких оболочек может служить фюзеляж или крыло широкофюзеляжных самолетов. Если же отсек короткий и содержит малое количество шпангоутов, как, например межбаковый отсек ракеты,

то форма потери устойчивости силового набора будет представлять собой волны, длина которых соизмерима с расстоянием между соседними шпангоутами. В этом случае КЭ сетка созданная таким способом не позволит отобразить такую форму потери устойчивости.

Способ 3

- Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочкой;
- Стрингеры и шпангоуты «размазаны» по обшивке.

Размазывание заключается в том, что материал силового набора распределяется по обшивке увеличивая ее толщину. Для того чтобы жесткость на растяжение такой оболочки не изменилась, новая толщина (для цилиндрической оболочки) должна иметь следующее значение:

$$t' = t + \frac{F_{стр} N_{стр}}{2\pi R},$$

где t – толщина обшивки; R – радиус оболочки; $F_{стр}$ – площадь поперечного сечения стрингера; $N_{стр}$ – число стрингеров. Однако жесткость на изгиб такой обшивки с увеличенной толщиной во много раз ниже, чем стрингерной оболочки. Для устранения этой неадекватности КЭ можно использовать одно из свойств КЭ изгибной оболочки обозначаемое как “ $12I/t^3$ ”. Это свойство задает отношение изгибной жесткости оболочки, которую мы бы хотели задать, к изгибной жесткости оболочки, определяемой через ее толщину ($t^3/12$).

Этот метод моделирования позволяет с помощью линейного статического анализа получить приближенные перемещения оболочки для докритических нагрузок. Потеря устойчивости, полученная на такой модели, может не иметь ничего общего с тем, как потеряет устойчивость реальная оболочка.

Достоинство этого метода простота. Недостатки – приближенное моделирование линейной работы оболочки и неправильное моделирование нелинейной работы оболочки. Кроме того в результате расчета мы не получаем значений напряжений для обшивки и силового набора, поскольку эти различные элементы конструкции моделируются одной и той же КЭ элементной сеткой. Этот способ применяется для моделирования частей конструкции, которые в данный момент нас не интересуют, и присутствуют в модели только для создания адекватного закрепления.

Способ 4

- Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки со специальным “сдвиговым” материалом;
- Стрингеры и шпангоуты моделируются балочными КЭ.

Под “сдвиговым” материалом понимается ортотропный материал, жесткость которого на сдвиг в плоскости оболочки намного выше, чем на растяжение и сжатие в продольном и

поперечном направлении. КЭ тонкой изгибной оболочки с таким материалом по своей жесткости напоминает КЭ сдвиговой панели, за исключением того, что вместо механизмов появляются малые жесткости. Это позволяет создавать КЭ модель такую же, как в способе 2, но с подробной КЭ сеткой.

Такой “сдвиговой” материал должен обладать следующими упругими характеристиками:

$$E_1 = E_2 = E/M; G_{z1} = G_{2z} = G; G_{12} = G/2; \mu = 0.01,$$

где E и G модуль жесткости и модуль сдвига реального материала обшивки; M – коэффициент, определяющий во сколько раз уменьшилась жесткость оболочки на сжатие по продольному и поперечному направлениям ($M = 100 \div 1000$); 1 и 2 направления в плоскости оболочки, а z направление из плоскости оболочки.

Сдвиговой модуль в плоскости оболочки уменьшен в два раза по сравнению с аналогичным модулем реального материала на основании того, что сдвиг на площадках, параллельных стрингерам и шпангоутам, соответствует растяжению и сжатию на площадках, ориентированных под 45 и –45 градусов к продольному направлению. На потерявшей устойчивость обшивке сжатие не может восприниматься со значительной жесткостью и поэтому половина жесткости соответствующая этому сжатию убирается.

Этот метод позволяет получить с помощью линейного статического анализа правильные перемещения и напряжения в элементах конструкции для нагрузок, при которых уже произошла потеря устойчивости обшивки. Однако надо помнить, что этот способ моделирования подобно способу 2 завышает напряжения в силовом наборе и занижает жесткость отсека.

Пример конечно-элементной-модели стрингерного отсека РН приведен на рисунках 2.19 – 2.20.

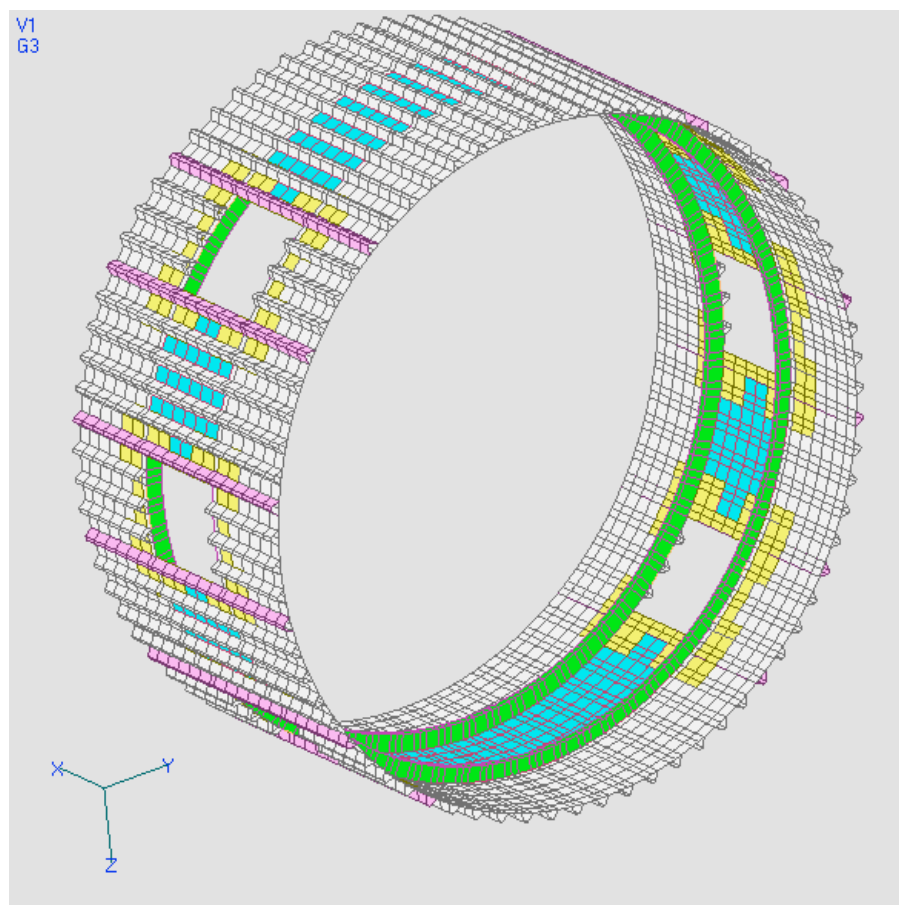


Рисунок 2.19. Общий вид КЭ-модели межбакового отсека РН

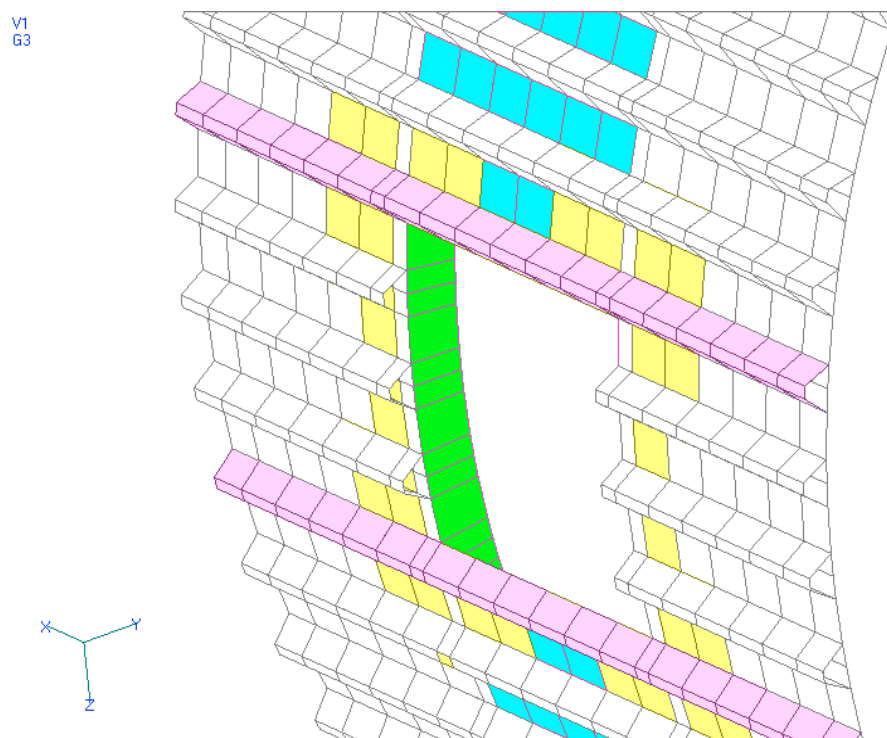


Рисунок 2.20. Моделирование стрингеров, шпангоутов и вырезов

2.7 Решетчатые конструкции

Композиционные материалы, такие как углепластик, стеклопластик и др. обладают высокими механическими характеристиками, и их применение в конструкциях летательных аппаратов позволяет улучшить характеристики последних. Однако использование таких пластиков в оболочечных конструкциях часто осложнено тем, что из-за высокого предела прочности толщина пластиковой оболочки получается очень малой. При этом низкая изгибная жесткость тонкой оболочки приводит к возникновению проблемы с низкой критической нагрузкой потери устойчивости оболочки и низкими частотами поперечных собственных колебаний оболочки. Одним из решений этой проблемы является использование трехслойных оболочек. Изгибная жесткость такой оболочки может быть увеличена по сравнению с тонкой оболочкой такой же мембранной жесткости на несколько порядков. Однако если оболочка должна воспринимать сосредоточенную нагрузку, то в случае ее исполнения в виде трехслойной оболочки потребуются каким-то образом распределить эту нагрузку по какой-то зоне и для этой зоны обеспечить жесткую связь между несущими слоями, что приведет к увеличению массы конструкции.

Альтернативой трехслойной оболочке может служить решетчатая конструкция, показанная на рисунке 2.21.

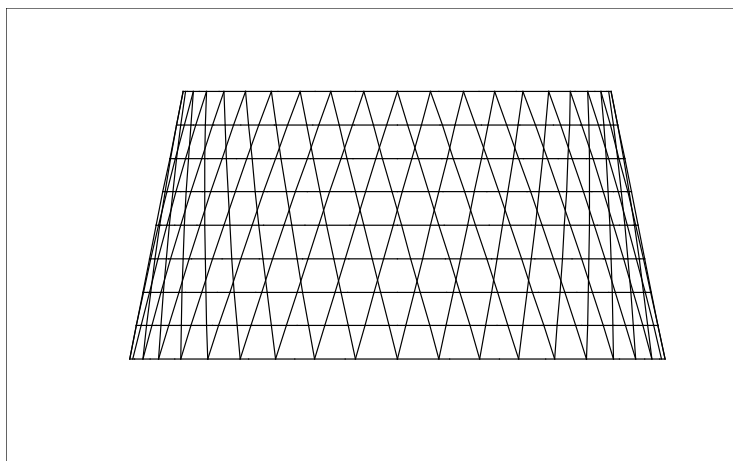


Рисунок 2.21 - Пример решетчатой конструкции

В этой конструкции материал оболочки сконцентрирован в стержни. Стержни ориентированы по нескольким направлениям относительно меридионального направления. Направления стержней соответствуют направлениям укладки многослойной пластиковой оболочки (не меньше трех). Суммарная площадь поперечного сечения стержней по одному направлению задается соответствующей площадью поперечного сечения соответствующего слоя многослойной пластиковой оболочки. Шаг и количество стержней выбирается таким образом,

чтобы стержни не теряли устойчивость под нагрузкой. Для этого необходимо чтобы стержни имели достаточно развитое сечение и не были слишком длинными. Сосредоточенную нагрузку к такой конструкции удобно прикладывать в точки пересечения стержней.

Такая конструкция изготавливается с помощью намотки углеленты (или другого заполнителя) пропитанной смолой на специальную болванку. Болванка изготавливается из резины по форме будущего отсека (цилиндрического или конического). На поверхности болванки на месте расположения стержней вырезаются пазы, куда и наматывается волокно. После намотки болванка помещается в печь для полимеризации смолы. Данная технология позволяет получить в стержнях пластик высокого качества (все волокна натянуты и одновременно включаются в работу при нагружении). Однако при такой технологии затруднительно изготовить решетку, в которой бы присутствовали пересечения стержней более чем двух направлений. Это обусловлено тем, что в месте пересечения стержней волокна по разным направлениям наматываются по очереди. Это делает соединение стержней способным передавать изгибающие и крутящие моменты. Места пересечения из-за этого обладают большей толщиной, чем в регулярном сечении стержней. Ширина стержней тоже может быть увеличена, поскольку волокна при намотке в местах пересечений расползаются, расширяя пазы в резиновой болванке. Увеличение толщины и ширины стержней в месте их пересечения увеличивают изгибную жесткость. Это позволяет считать, что нет дополнительной податливости при изгибе одного стержня другим. Однако если изготовить решетку с пересечением в одной точке стержней трех или более направлений то толщина и ширина стержней станут настолько велики, что волокна наполнителя сильно искривятся и перестанут работать совместно.

При нагружении решетки стержни работают в основном на растяжение-сжатие и немного на изгиб и кручение (из-за искривленной формы решетки). Кольца в окружном направлении поддерживают форму отсека. Эти кольца часто делают развитыми по радиальному направлению.

Сила, идущая по одному стержню, перераспределяется на соседние стержни того же направления посредством изгиба пересекаемых стержней (потому что в каждой точке пересечения присутствуют только два направления). Большая часть силы идущая по стержню продолжает идти по нему, но небольшая часть ее при каждом пересечении с другими стержнями переходит на них. Поскольку стержней в решетке много, сила, в конце концов, распределится по многим стержням того же направления. К тому же поперечная жесткость стержней при работе на изгиб не мала из-за малой длины стержней.

2.7.1 Метод моделирования балочными элементами

Стержни решетки моделируются балочными элементами. Такая модель позволяет рассчитать напряжения и деформации решетки под действием нагрузки. Кроме того, эта модель позволяет отыскать критическую нагрузку потери устойчивости. Однако для построения такой модели нужно заранее знать параметры решетки – направления стержней, поперечное сечение стержней и шаг между ними. Из-за этого такая модель не подходит для этапа проектирования. Стержни должны моделироваться как есть – кривыми, так как моделирование их прямыми зависит местную потерю устойчивости.

2.7.2 Метод моделирования элементами многослойной оболочки

Решетка моделируется элементами многослойной композитной оболочки. Каждый слой этих элементов соответствует одному из направлений стержней. Эта модель позволяет оценить деформации и напряжения, однако не позволяет провести расчет на устойчивость или собственные колебания. Такой метод моделирования используется на ранних этапах проектирования для подбора оптимальных направлений стержней, подбора суммарной мощности стержней по направлениям и оценки массы конструкции. Шаг и поперечное сечение стержней после этого может быть назначено из расчета на устойчивость стержня из самой нагруженной зоны конструкции по формуле Эйлера:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EJ}{(\mu \cdot L)^2},$$

где J – момент инерции сечения, L – длина стержня, μ – коэффициент, характеризующий граничные условия.

Подбор количества стержней может учитывать также технологические соображения, такие как минимальные размеры поперечного сечения. Общая потеря устойчивости и точный расчет напряжений и деформаций проводится позже на конечно-элементной модели первого типа.

2.8 Разъемные соединения

Здесь рассматриваются соединения частей конструкции с помощью дискретных узлов креплений, таких как болты, замки и т.д. эти крепежные элементы, как правило, прижимают друг к другу специальные элементы конструкции соединяемых частей, именуемые фланцами. Предполагается, что сила передается таким соединением через всю площадь фланца. Это предположение справедливо, если равнодействующая сила, передающаяся соединением, проходит по оси болта или замка. В таком случае сила прижатия постоянна по всей площади

фланца, и если сила натяжения болта или замка достаточна, чтобы под нагрузкой удерживать фланцы прижатыми, то сила будет проходить через всю поверхность фланца. Иначе возможно частичное раскрытие фланцевого соединения, что приводит к концентрации силы в соединении на части фланца. Это приведет к увеличению напряжений, что может оказаться критичным. Основная трудность при моделировании конструкции с таким соединением заключается в том, что установить через какую часть фланца в этом случае будет передаваться нагрузка можно только проведя нелинейный расчет с учетом контакта между фланцами. Такой нелинейный расчет представляет собой итерационный процесс, в ходе которого после каждой итерации заново определяется зона контакта, и матрица жесткости перестраивается с учетом текущей конфигурации этой зоны. Этот расчет займет много времени и необязательно решение будет найдено с первой попытки (итерационный процесс может не сойтись).

Совпадение оси болта и равнодействующей силы в соединении можно добиться выбором места установки болта (например, при соединении двух цилиндрических отсеков болты можно установить на том же радиусе что и центра тяжести стрингеров). Эффективным так же является установка развитых косынок, которые подводят бы силу к болту, сводя к минимуму работу фланца на изгиб.

Подводя итоги можно выделить две ситуации, возникающие при моделировании разъемных соединений.

Правильная работа – равнодействующая сила идет по оси болта, фланец почти не испытывает изгибных деформаций, благодаря установленным в окрестности болта достаточно развитым ребрам жесткости. В этом случае соединение работает просто, нет концентраций напряжений и возможна идеализация такого соединения в модели. Например, можно считать фланцы жестко присоединенными друг к другу по всей поверхности.

Неправильная работа – сила идет не по оси болта и/или фланец недостаточно подкреплён ребрами жесткости и испытывает большие изгибные деформации. В таком случае невозможно считать фланцы прижатыми по всей поверхности. При моделировании таких соединений возможны два варианта. Первый вариант – считаем, что вся сила передается через болт. Допущение об отсутствии устойчивого контакта между фланцами является часто допущением в запас с точки зрения прочности. Жесткость такой модели занижена, а напряжения в окрестности соединения завышены из-за дополнительной работы на изгиб деталей соединения. Второй вариант – провести исследование области прижатия фланца с помощью нелинейного статического анализа для наиболее тяжелых случаев нагружения. В результате анализа получаем распределение давления фланцев друг на друга по поверхности фланцев. После этого следует конечно-элементную модель для линейных расчетов сделать такой, чтобы силы через разъемные соединения передавались сходным образом.

Модель для нелинейного статического расчета должна состоять из моделей обоих фланцев, болты могут моделироваться балочными элементами, шпильки точечными элементами. По всей поверхности фланцы должны соединяться друг с другом контактными элементами, имеющими высокую жесткость при сближившихся друг к другу контактирующих узлах и не имеющих жесткости при отдалившихся контактирующих узлах. Натяжение болтов может быть смоделировано температурными деформациями балочных элементов, моделирующих болты. В системе MSC.Nastran это можно выполнить с помощью контактных элементов CGAP.

На рисунке 2.22 показана конечно-элементная модель фланцевого соединения двух отсеков с контактными элементами. На этом рисунке показаны деформации конструкции в области соединения, стрелочками показаны усилия в контактных элементах.

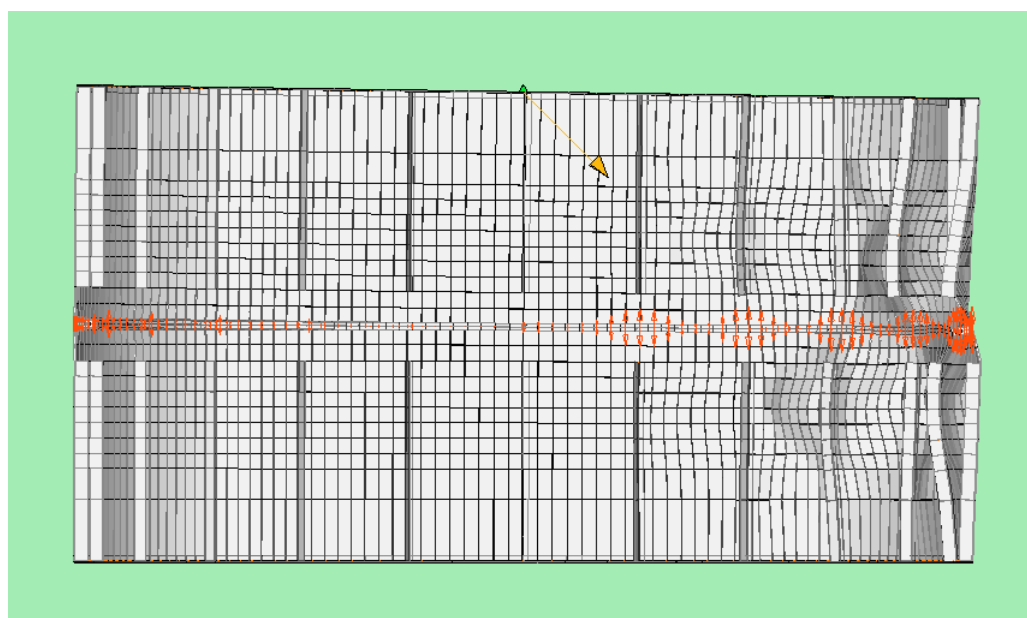


Рисунок 2.22 - Моделирование силовой работы фланцевого стыка с учетом неполного контакта между фланцами

3 Технологии автоматизированного представления результатов моделирования и расчетов

Важнейшими этапами конечно-элементных расчетов при проектировании силовых конструкций ракет-носителей, которые определяют эффективность использования технологий автоматизированного проектирования на основе МКЭ, являются этап разработки конечно-элементных моделей проектируемых конструкций и этап обработки и представления результатов моделирования и расчетов.

Результаты моделирования (разработанная КЭ-модель) должны быть документированы, как так практика конечно-элементного проектирования конструкций показывает, что КЭ-модели сопровождают конструкцию на протяжении всей ее жизни. КЭ-модели нужны и при модификациях конструкции, и при исследовании ее поломок и разрушений. Эффективное использование разработанных ранее КЭ-моделей существенно зависит от тщательности ее документирования.

Полная информация о КЭ-модели: о геометрии, о свойствах используемых материалов, о конечных элементах, нагрузках, граничных условиях и результатах расчетов хранится в электронном виде в базе данных модели (файл с расширением .mod).

Однако при оперативной работе (особенно со сложными КЭ-моделями) удобно иметь рисунки различных фрагментов КЭ-модели с нанесенной на них разнообразной информацией, например:

- ◆ Номерами узлов;
- ◆ Номерами элементов;
- ◆ Номерами используемых материалов;
- ◆ Номерами используемых свойств элементов (Property);
- ◆ Форм поперечных сечений конечных элементов
- ◆ Видов закреплений;
- ◆ Видов нагрузок;
- ◆ И т.д.

Примером таких рисунков могут служить виды КЭ-модели топливного бака ракеты-носителя, как показано на рисунках 3.9-3.15.

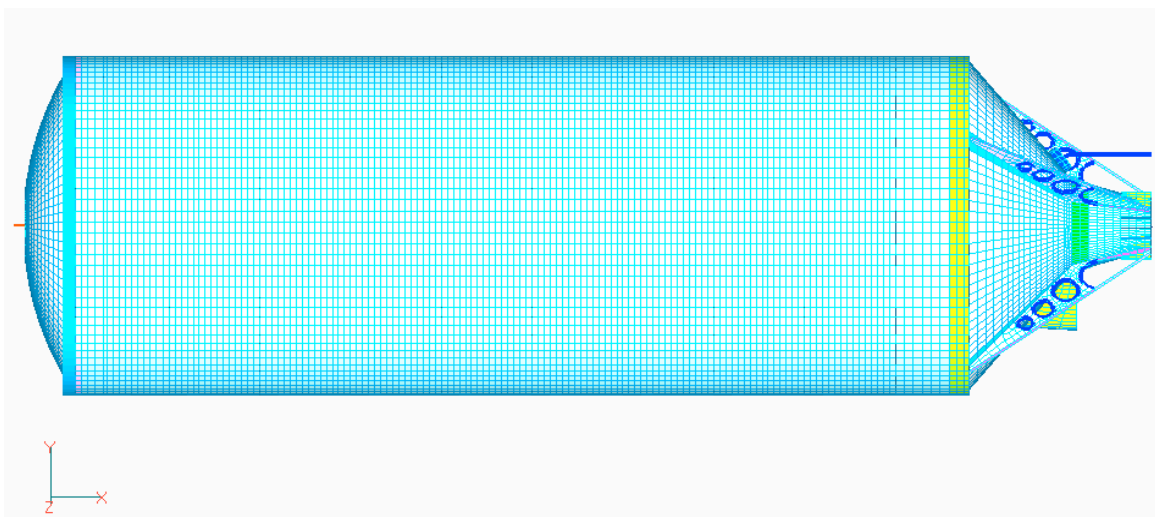


Рисунок 3.9 - КЭ-модель топливного бака

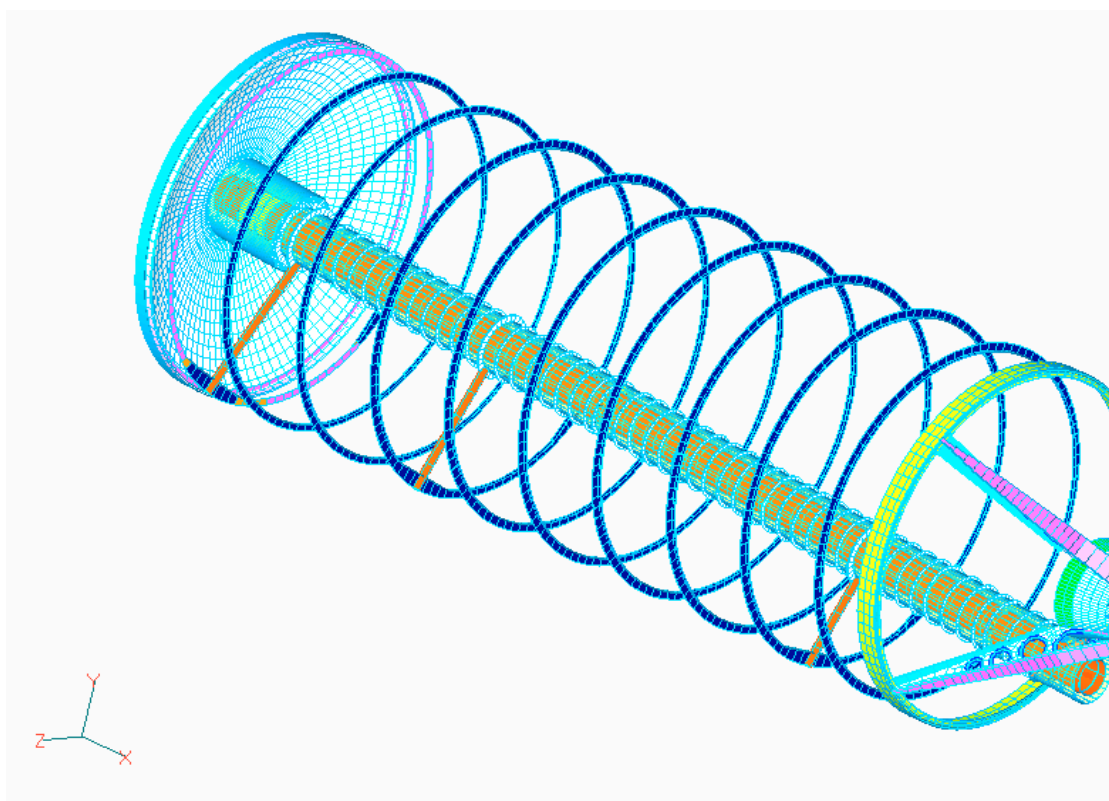


Рисунок 3.10 - КЭ-модель каркаса топливного бака

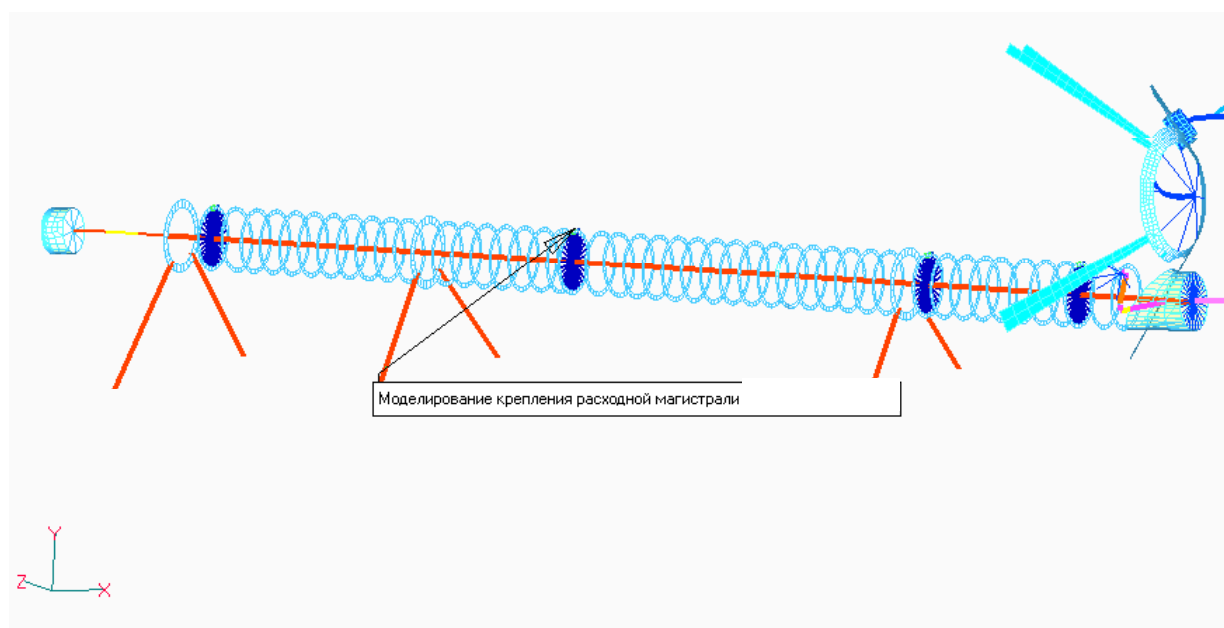


Рисунок 3.11 - КЭ-модель топливной магистрали

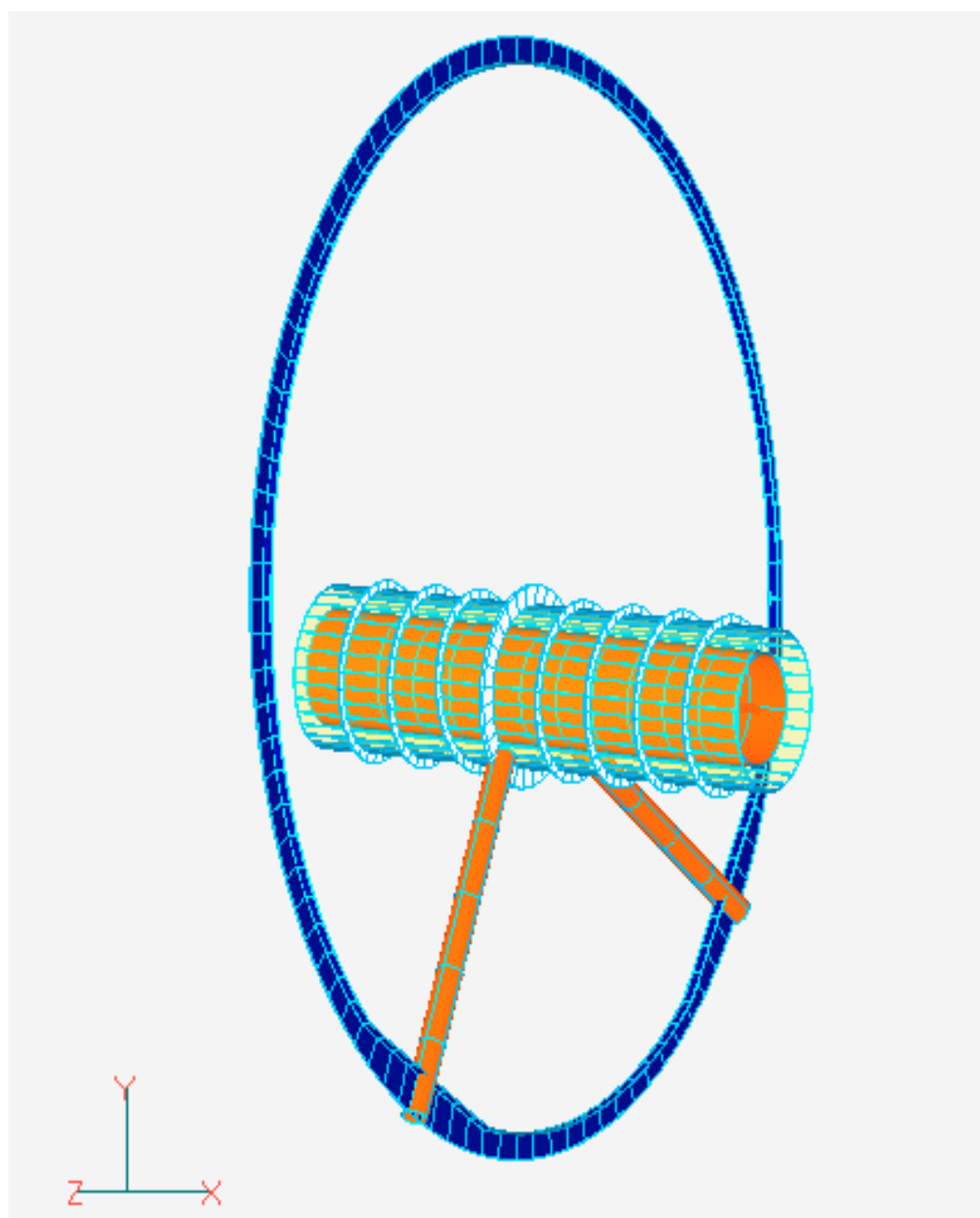


Рисунок 3.12. Моделирование опор топливной магистрали на шпангоутах, усилений шпангоутов в местах опор, усиленного кольца на топливной магистрали

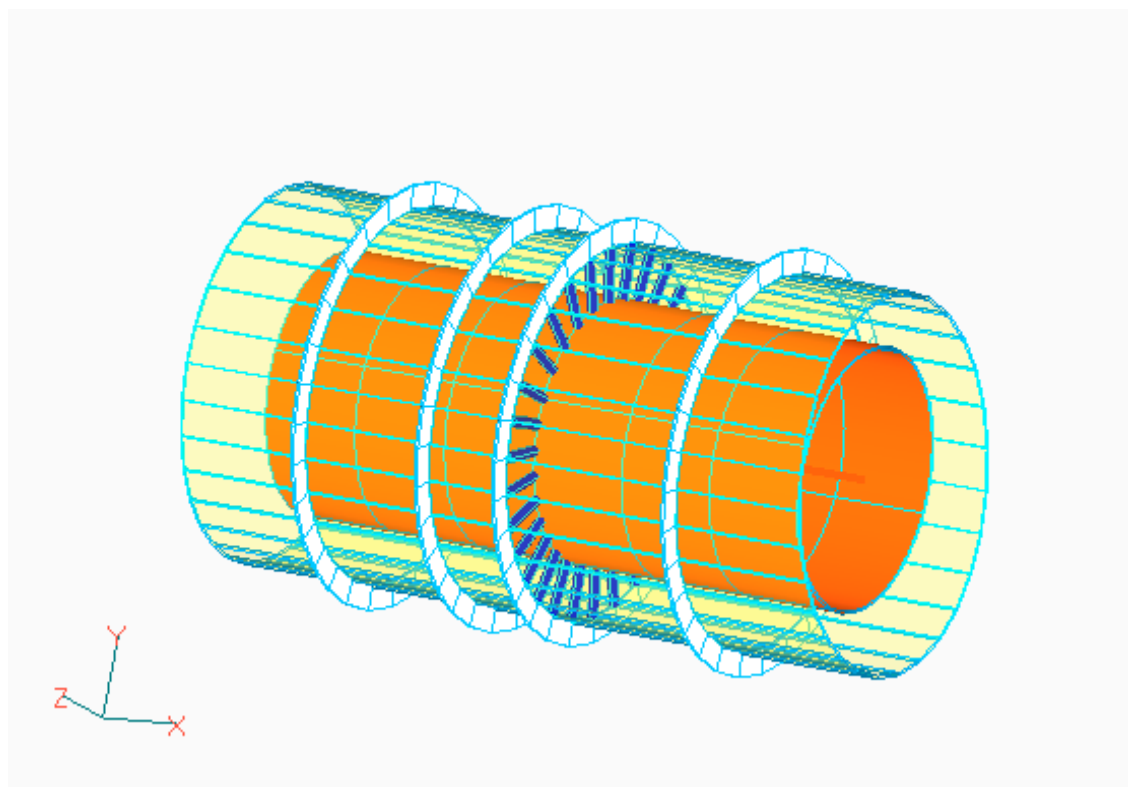


Рисунок 3.13 - Моделирование опор

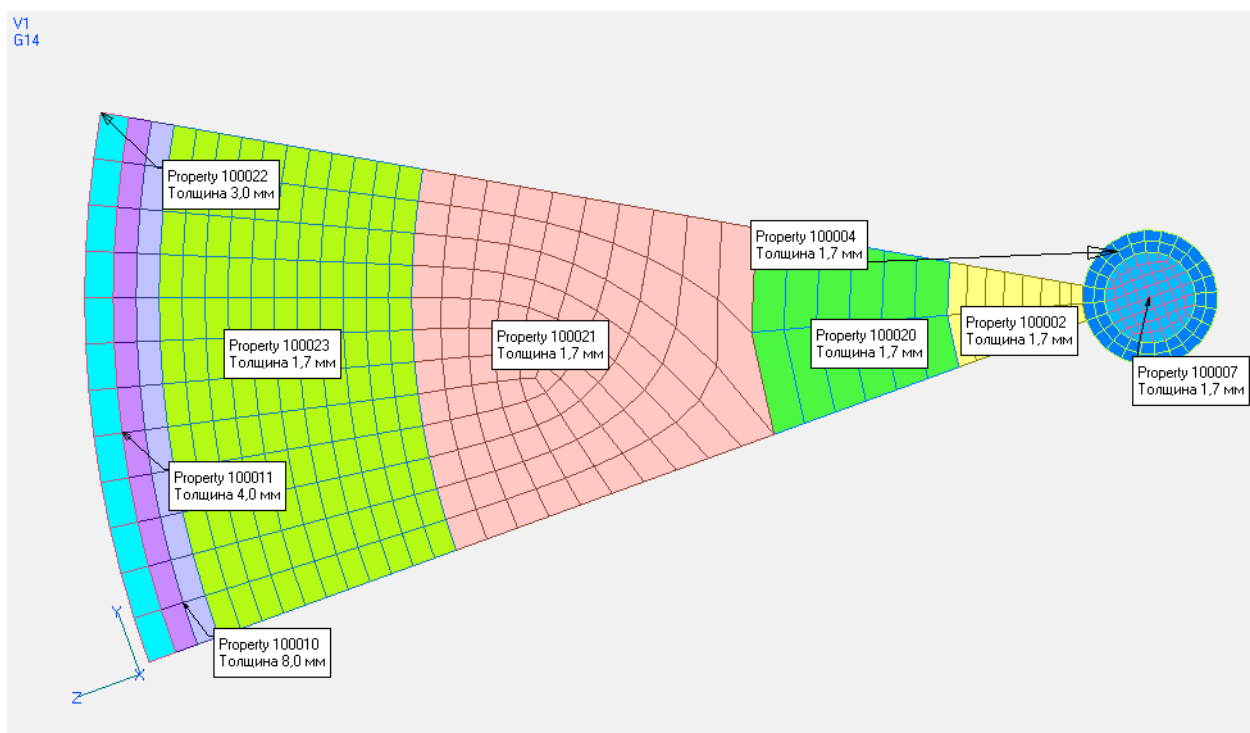
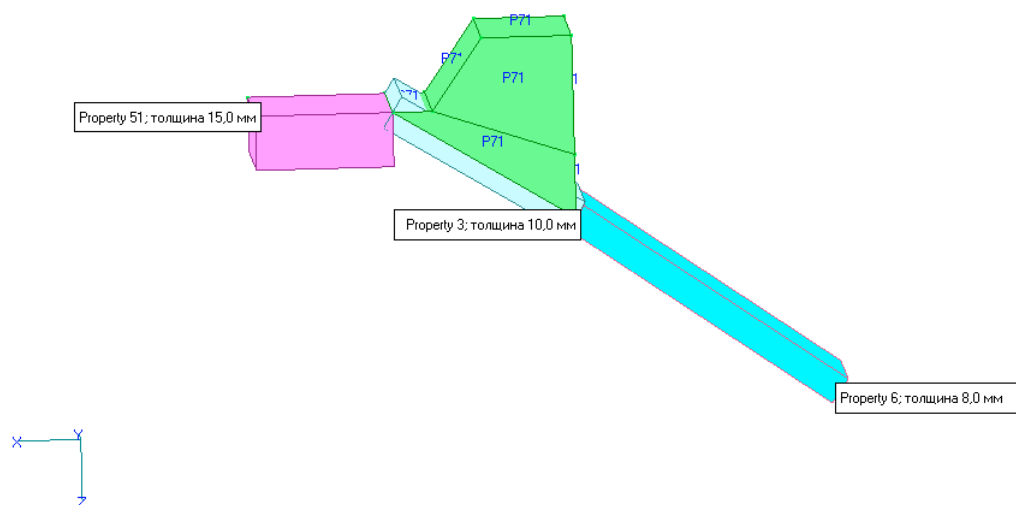


Рисунок 3.14 - Сектор верхнего днища; номера свойств элементов; исходные толшины

V1
L1
C1
G55



**Рисунок 3.15 - Стыковочно-распорный шпангоут. Номера свойств элементов.
Исходные толщины**

Примером документирования информации о свойствах конечных элементов может служить таблица 3.1.

Таблица 3.1.- Свойства конечных элементов топливного бака

№№ свойств в КЭ	Название свойств КЭ	Толщины, мм; площади F поперечных сечений, мм ² КЭ				Материалы	Тип КЭ
		Исходные	После оптимизации по площади	После проверки	По КД (08.2009)		
1	2	3	4	5	6	7	8*
1	Обшивка, бак Г, 1-2	3.0	1.83	3.5	4.9	АМГ6_НП П	Plate
2	Обшивка, бак Г, 2-3	3.0	1.82	3.4	4.9	АМГ6_НП П	Plate
9	Обшивка, бак Г, 9-10	3.0	1.87	3.0	3.5	АМГ6_НП П	Plate
10	Обшивка, бак Г, 10-11	3.0	1.91	3.0	3.5	АМГ6_НП П	Plate
11	Шпангоут 2, стенка	4.0	2			АМГ6	Plate
12	Шпангоут 3, стенка	4.0	2			АМГ6	Plate
32	Шпангоут 1, стенка	4.0	2			АМГ6	Plate
33	Шпангоут 0, стенка	4.0	2			АМГ6	Plate
20	Шпангоут 2, нижняя полка	4.0	2			АМГ6	Plate
21	Шпангоут 3, нижняя полка	4.0	2			АМГ6	Plate
27	Шпангоут 9, нижняя полка	4.0	2			АМГ6	Plate
28	Шпангоут 10, нижняя полка	4.0	2			АМГ6	Plate
30	Тоннельная труба	2.0	3			АМГ6	Plate
31	Обшивка, Днище, сечение «в» (X=16025)	3.0	1.6			АМГ6_НП П	Plate
35	Опоры тоннельной трубы	F=209				АМГ6_НП П	Beam
37	Подкрепляющие ребра тоннельной трубы	2.8				АМГ6	Plate
38	Расходная магистраль О. Участок 12-14.	F=212 0				АМГ6	Bar
40	Стержни опор расходной магистрали О	F=100				АМГ6	Rod
41	Усиленное опорное кольцо тоннельной трубы	10				АМГ6_НП П	Plate
45	Расходная магистраль О. Участок 10-12	F=257 7				АМГ6	Bar
52	Распорный шпангоут БО, днище	15.0				АМГ6	Plate

* -названия типа КЭ даны в терминах постпроцессора Femap.

Расчеты, выполненные с использованием КЭ-моделей, имеющих в своем составе сотни тысяч узлов и конечных элементов, дают обширную информацию о поведении конструкции - перемещениях и деформациях, напряжениях и усилиях, массово-инерционных характеристиках и др. Эту информацию необходимо быстро анализировать, чтобы судить о работоспособности конструкции в целом; находить места концентрации напряжений и участки конструкции, требующие модификации; определять усилия, действующие на отдельные агрегаты, детали и их соединения. Таким образом, результаты расчетов используются в самых разных целях, начиная с анализа общей работы конструкции и кончая анализом работы каждого ее элемента.

Современные программные продукты, реализующие МКЭ (в том числе и MSC.Nastran со своими постпроцессорами Femap и Patran), предоставляют пользователю огромные возможности по обработке и выдаче данных, вычисляют и отображают (в графическом виде, в виде листингов) сотни видов результатов, среди которых нужно выбрать наиболее надежные, и представить их в виде, удобном для анализа и документирования. Оперативность и эффективность этапов анализа результатов и документирования существенно зависит от этого выбора.

В результате расчета конструкции MSC.Nastran выдает различную информацию, характеризующую поведение конструкции. Эта информация, полученная для одного случая нагружения, объединяется в один *Result Case* (множество, совокупность результатов расчета). *Result Case* содержит разные виды результатов (например, перемещения всех точек конструкции – один вид результатов, эквивалентные напряжения во всех элементах – другой).

Для каждого типа конечного элемента обычно вычисляются:

- значения тензора перемещений и напряжений;
- эквивалентные напряжения;
- главные напряжения;
- потоки усилий;
- силовые факторы;
- углы ориентации различных векторных величин;
- и др.

Опыт эксплуатации конечно-элементных систем показывает, что наиболее эффективными являются следующие приемы обработки результатов.

1. Расписывание результатов расчетов (перемещений, напряжений, оптимизированных толщин и др.) на схемах, представляющих собой проекции и виды КЭ-модели. Это простейший способ, совмещающий графическое и цифровое представление результатов, но существенно помогающий тщательному анализу. Например, на рисунках 3.16 и 3.17 на разрезе конструкции конического днища бака и пилона двигательной установки показаны в

масштабе и оцифрованы толщины обечайки и стенки этой конструкции, полученные в результате оптимизации, на рисунке 3.18 приведены растягивающие силы в замках поперечного стыка головного обтекателя, действующие в одном из случаев нагружения.

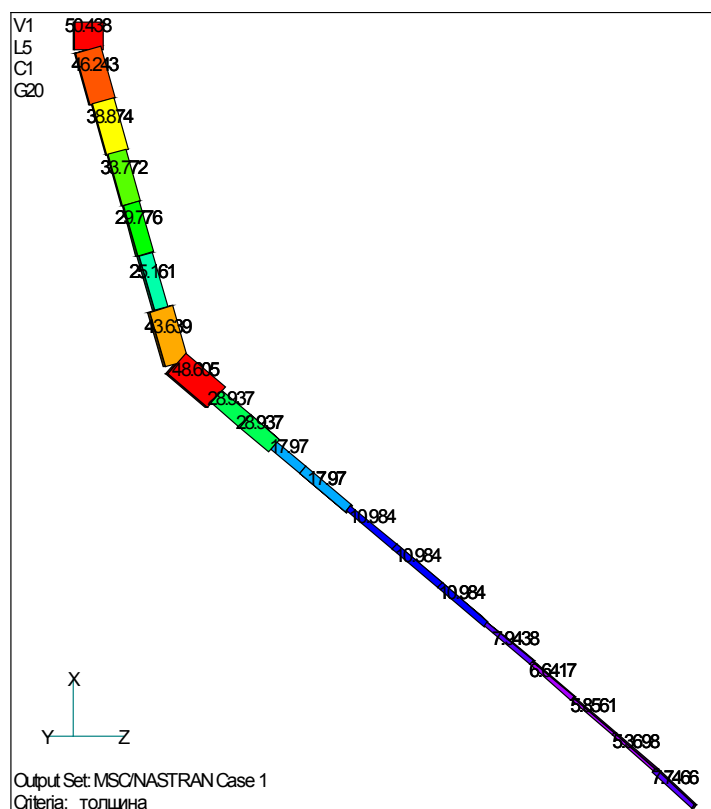


Рисунок 3.16 - Толщины обечайки конического днища бака и пилон двигательной установки, полученные в результате оптимизации

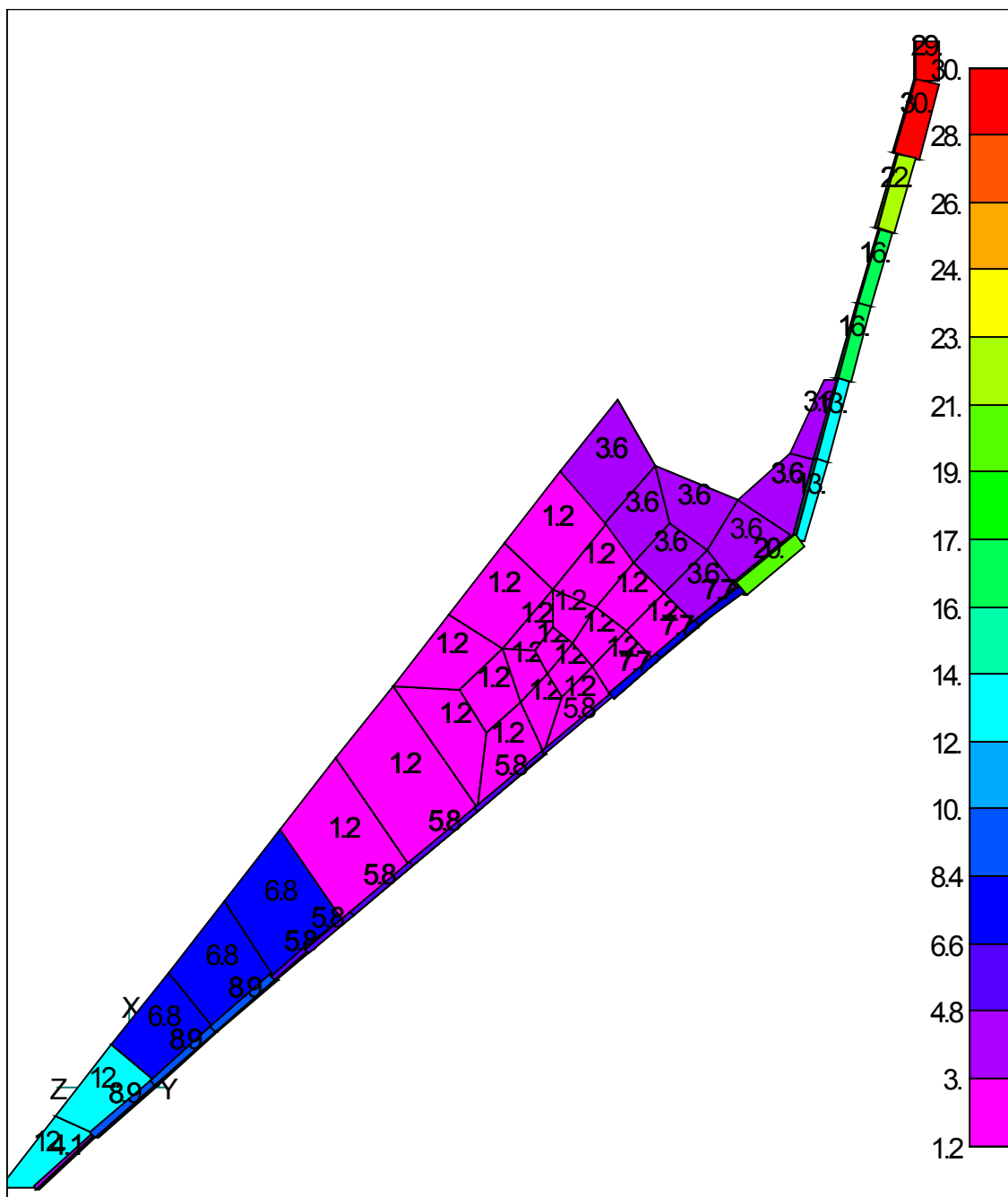


Рисунок 3.17 - Толщины конического днища, пилона и стенки с вырезами после оптимизации

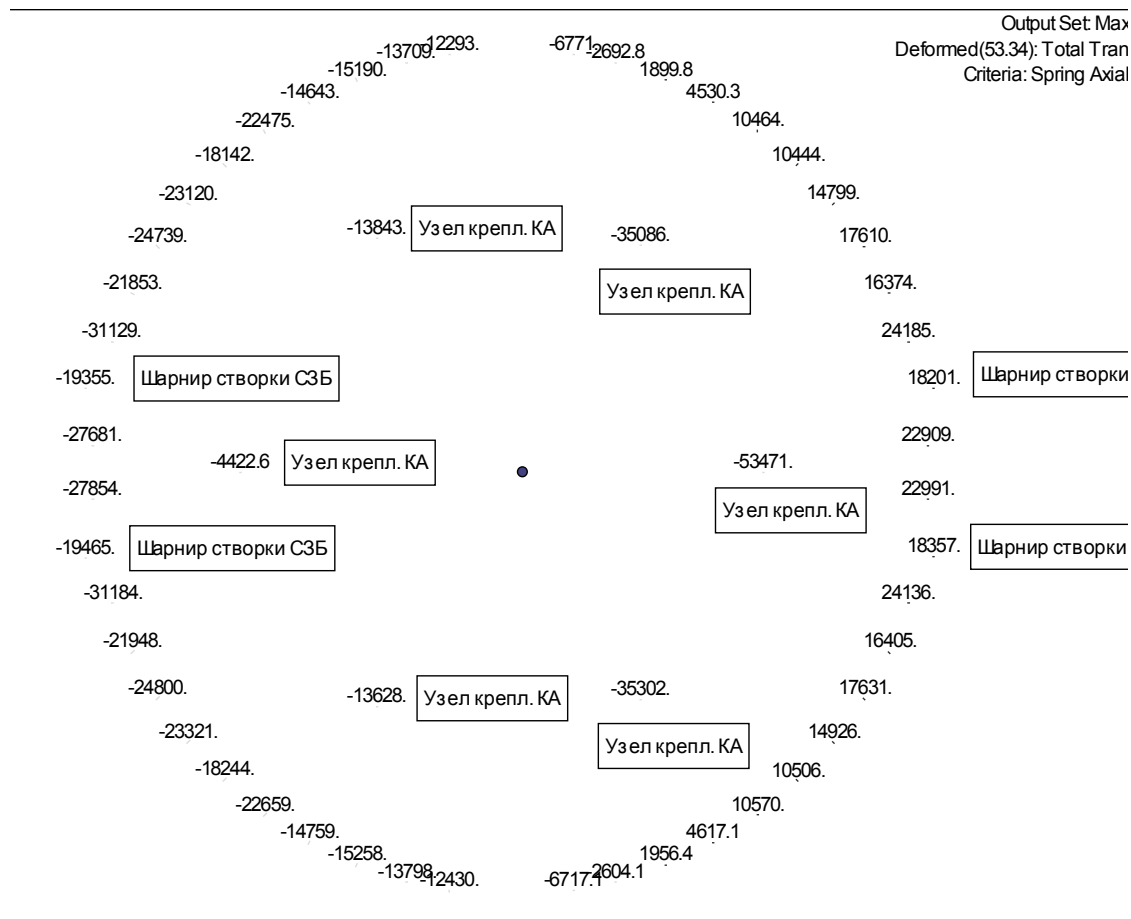


Рисунок 3.18 - Растягивающие силы в замках поперечного стыка головного обтекателя

2. Построение потоков главных усилий (потоки главных усилий численно равны главным напряжениям на элементе, умноженным на его толщину), что дает наглядную картину путей передачи сил в конструкциях типа мембранных пластин и оболочек. Такие картины показывают направление и интенсивность сил, помогают понять причины концентрации напряжений и, что особенно важно, подсказывают возможные варианты модификации конструкции для устранения или уменьшения этих концентраций. Например, на рисунке 3.19 показано распределение главных напряжений в части конструкции переходного отсека.

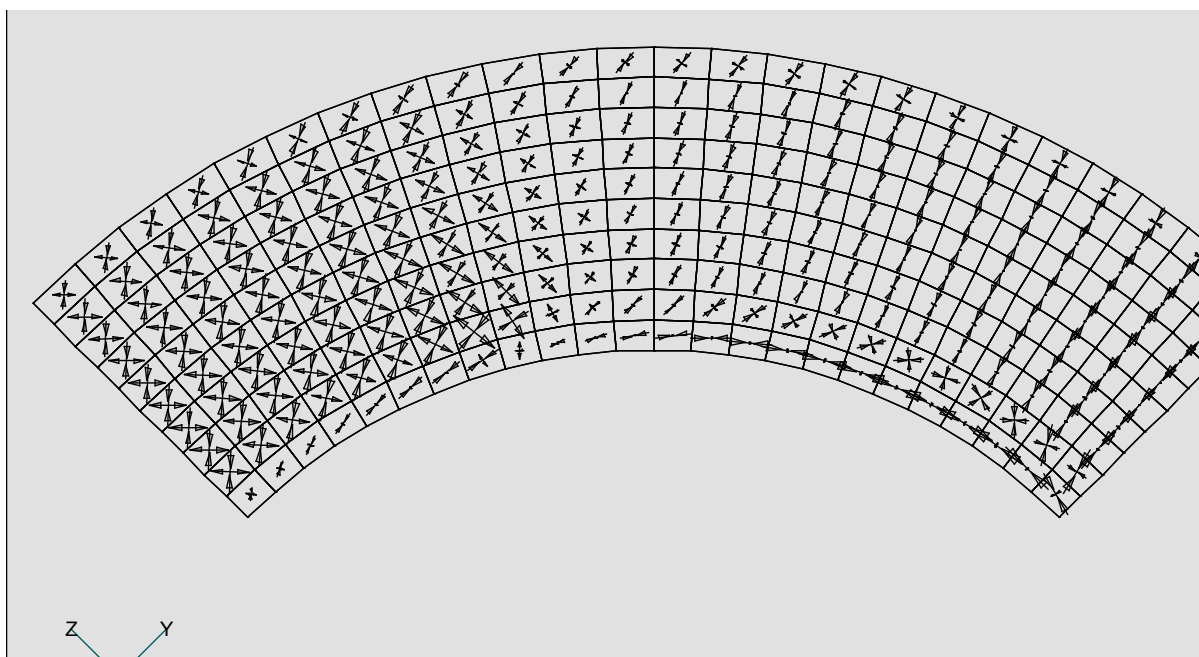


Рисунок 3.19 - Распределение главных напряжений для части конструкции переходного отсека в форме поперечных собственных колебаний.

3. Изображения деформированного состояния конструкции, когда координаты узлов КЭ-модели суммируются с их перемещениями под действием нагрузок. При использовании распространенных конструкционных материалов перемещения конструкции обычно малы по сравнению с ее размерами. Поэтому для получения наглядных рисунков перемещения узлов по заданию пользователя увеличиваются. Такие рисунки обычно хорошо иллюстрируют взаимодействие элементов в сложных конструкциях, помогают выявить концентрации напряжений и найти ошибки моделирования. Примеры таких изображений приведены на рисунках 3.20- 3.22.

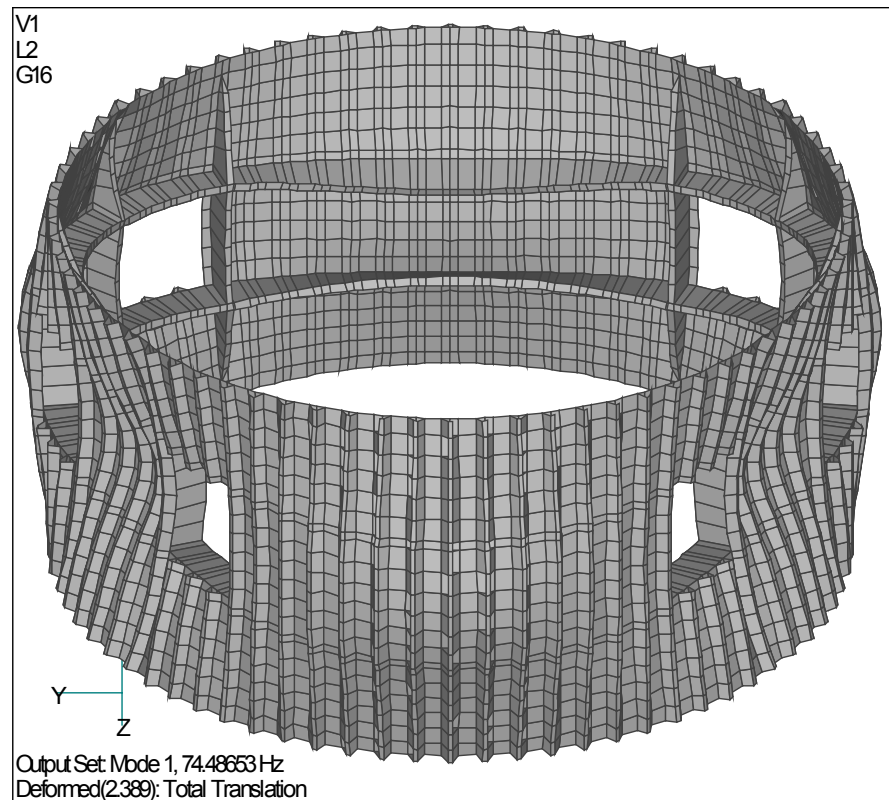


Рисунок 3.20 - Деформации конструкции стрингерного отсека в одном из случаев нагружения

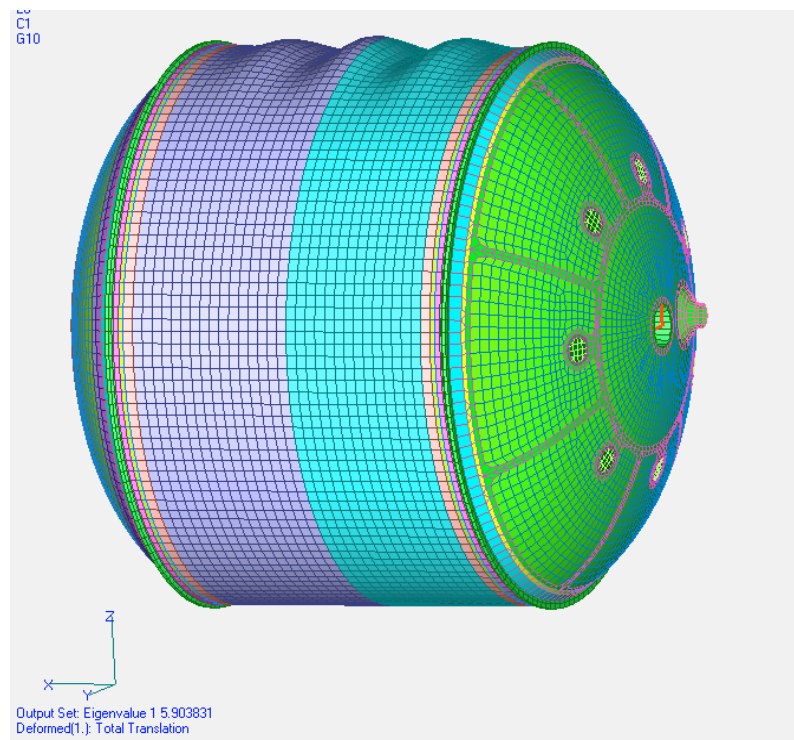


Рисунок 3.21 - Форма потери устойчивости вафельной оболочки

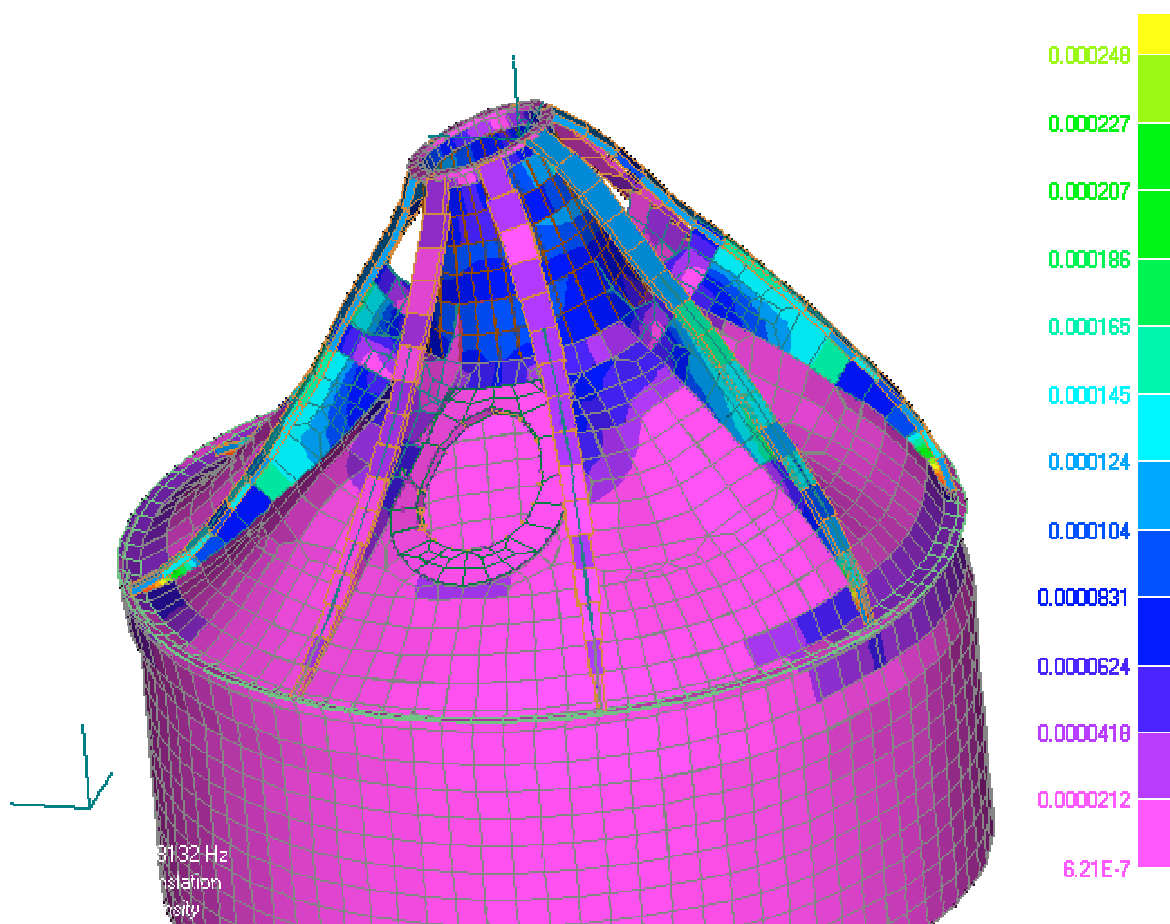


Рисунок 3.22. Первая форма боковых колебаний двигателя на коническом днище. Заливкой показаны плотности энергии деформаций

4. Построение линий (зон) значений результатов равного уровня как показано на рисунках 3.23 -3.25.

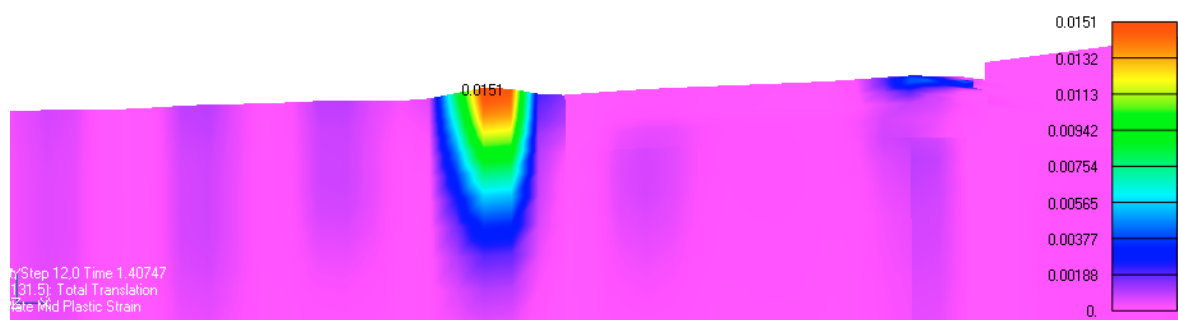


Рисунок 3.23 - Деформации фрагмента бака кислорода при потере устойчивости в зоне потери устойчивости. Заливкой цветом показаны пластические деформации при потере устойчивости

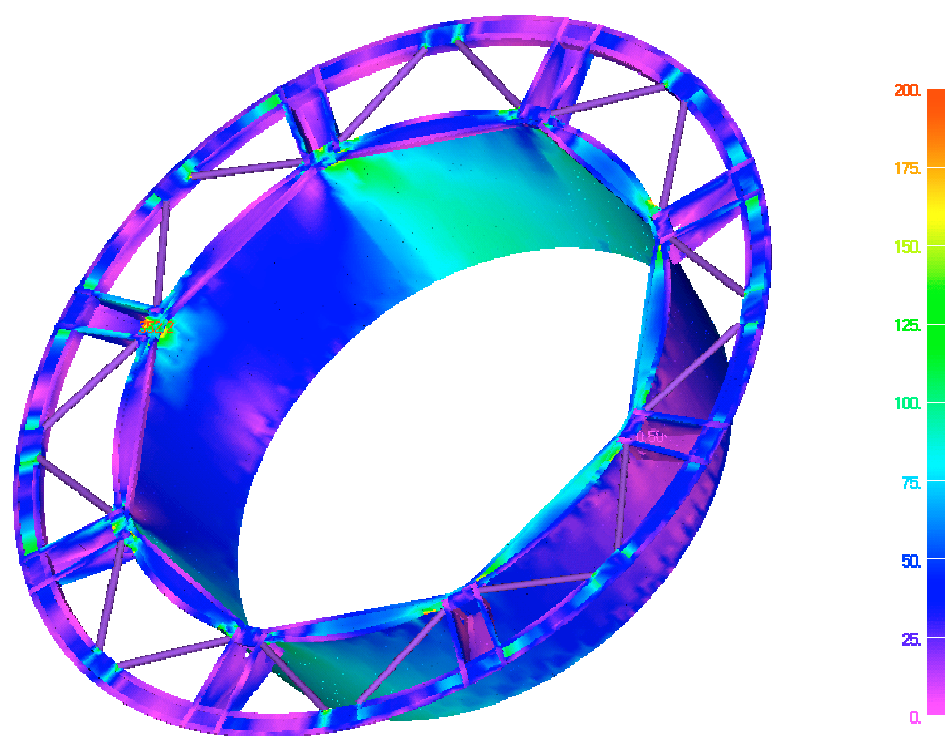


Рисунок 3.24 - Эквивалентные напряжения в основных силовых элементах конструкции переходного отсека

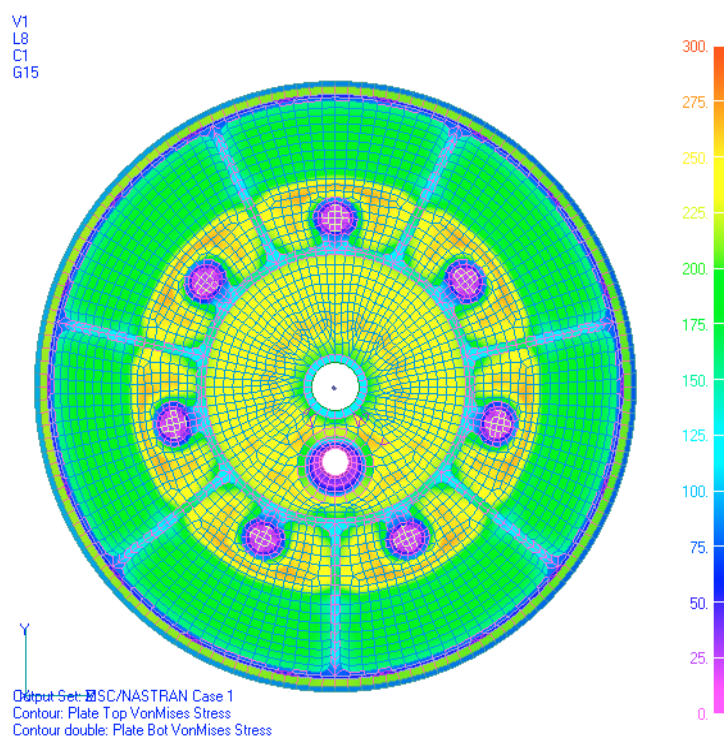


Рисунок 3.25 - Оболочка дна топливного бака. Внутренняя поверхность. Заливкой цветом показано распределение эквивалентных напряжений

5. Построение эпюр и графиков изменения усилий, напряжений и других характеристик по заданным направлениям и поперечным сечениям, например, как показано на рисунках 3.26-3.28.

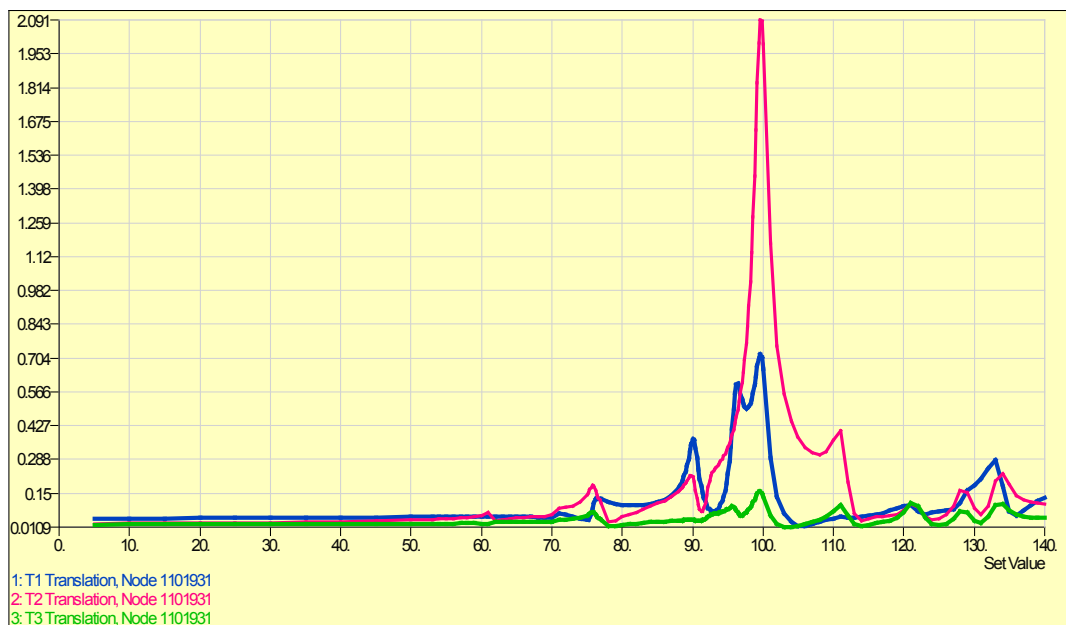


Рисунок 3.26 - Амплитудно-частотная характеристика прибора

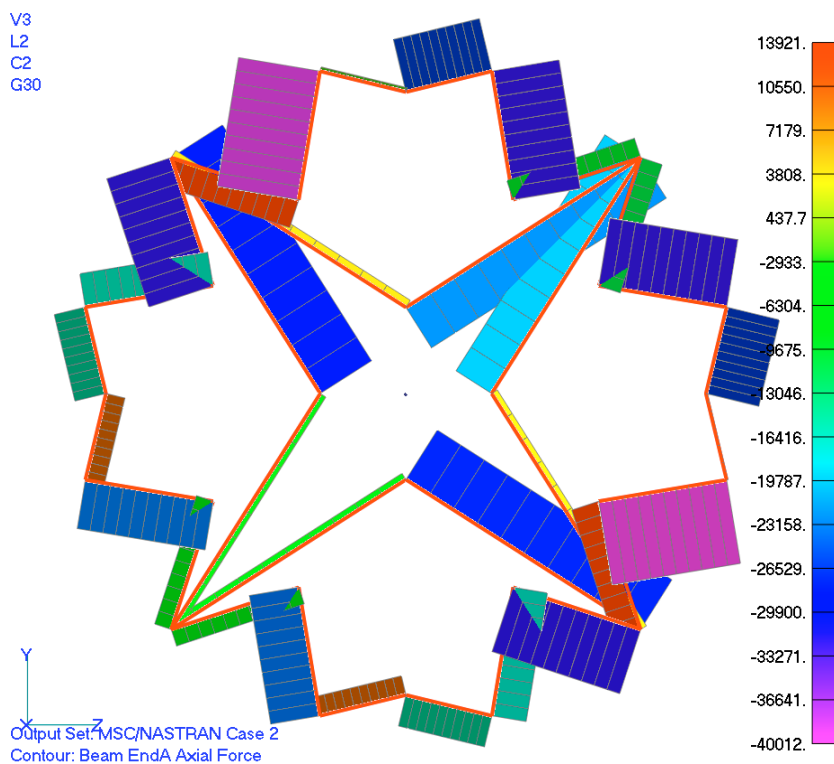


Рисунок 3.27 – Продольные силы в поясах элементов ферменной конструкции

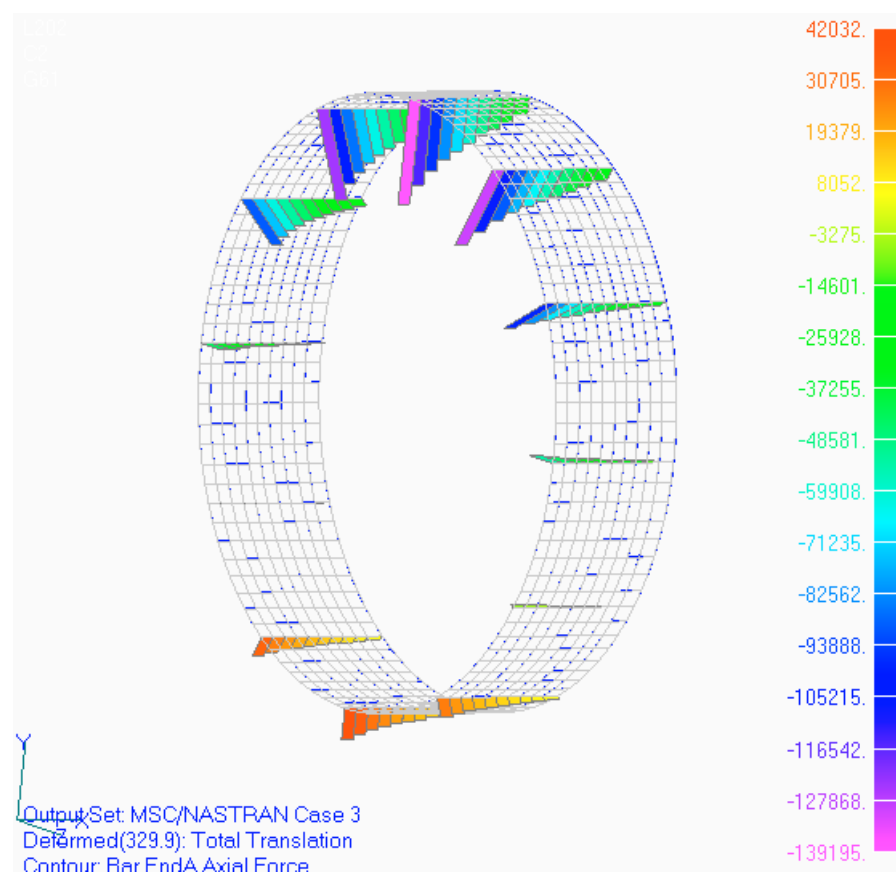


Рисунок 3.28. Эпюры осевых усилий в стержнях стрингерного отсека РН

6. Анализ максимальных значений результатов в КЭ-модели. Этот анализ необходим: для проверки корректности разработанной КЭ-модели; для определения мест концентрации деформаций и напряжений и других факторов, характеризующих поведение конструкции; для контроля над соблюдением проектных ограничений. Анализ максимальных результатов может производиться как для одного случая нагружения, так и для нескольких, как для всех элементов КЭ-модели, так и для отдельных выбранных групп элементов. Например, на рисунке 3.29 показано значение максимального напряжения, действующего в стенке нервюры.

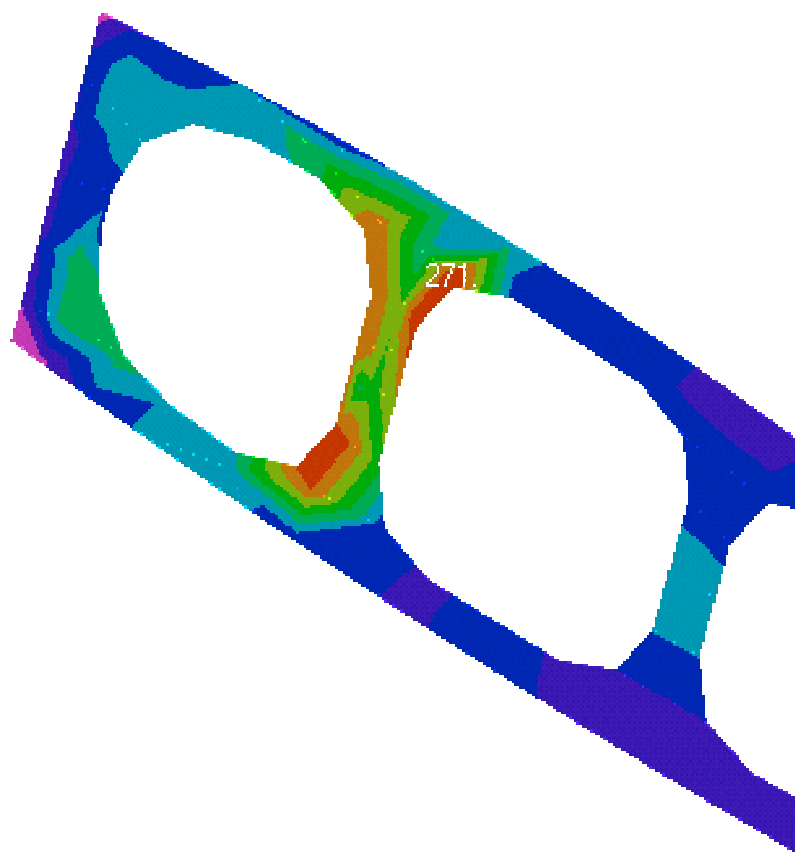


Рисунок 3.29 - Эквивалентные напряжения в нервюре. Показано значение максимального напряжения

Список использованных источников

1. Зенкевич О.К. Метод конечных элементов в технике.- М.: МИР, 1975. – 542с.
2. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. М.: Стройиздат, 1982. - 447с.
3. MSC.NASTRAN – Quick Reference Guide. Файл документации
4. Комаров А.А.. Основы проектирования силовых конструкций. – Куйбышев: Куйбышевское книжное издательство, 1965. - 141 стр.
5. Przemieniecki J. – Theory of Matrix Structural Analysis. – McGraw Hill. 1968.- 468 p.
6. Эшли Х. Инженерные исследования летательных аппаратов/ Пер. с англ.; В.С.Вождаев, В.С. Каплан; Под ред. А.К.Мартынова – М.: Машиностроение, 1980.- 424 с.
7. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: Учебник для студентов вузов/ Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев и др.; Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска.-М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.
8. Пересыпкин К.В., Пересыпкин В.П., Иванова Е.А. Автоматизированное проектирование и моделирование конструкций ракетно-космической техники в среде MSC.Patran/MSC.Nastran: учебн. Пособие – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.-190 с.: ил.
9. Пересыпкин К.В., Пересыпкин В.П., Иванова Е.А. Моделирование конструкций ракетно-космической техники методом конечных элементов в среде MSC.Nastran с использованием системы твердотопливного моделирования SolidWorks: учебн. пособие – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006.-214 с.: ил.